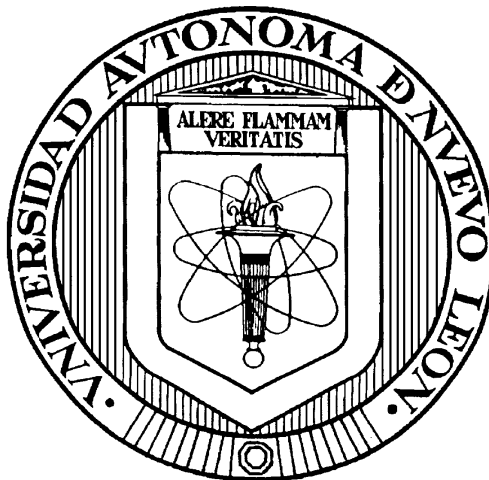


UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA



**ESTUDIO DEL COMPORTAMIENTO DEL CUERPO
Y ALETAS PLEGABLES DE UN COHETE, PARA UN
SISTEMA DE LANZA COHETES MULTIPLE**

MONTERREY, NUEVO LEON

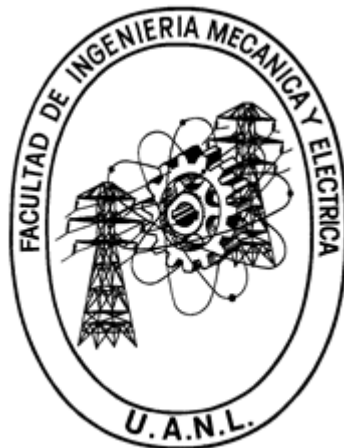
Por

PABLO EMILIO PIMENTEL VILLASMIL

**Como requisito parcial para obtener el Grado de MAESTRÍA EN
INGENIERIA AERONAUTICA con Especialidad en
Estructuras Aeroespaciales**

Diciembre, 2014

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERIA MECANICA Y ELECTRICA



**ESTUDIO DEL COMPORTAMIENTO DEL CUERPO
Y ALETAS PLEGABLES DE UN COHETE, PARA UN
SISTEMA DE LANZA COHETES MULTIPLE**

MONTERREY, NUEVO LEON

Por

PABLO EMILIO PIMENTEL VILLASMIL

**Como requisito parcial para obtener el Grado de
MAESTRÍA EN INGENIERIA AERONAUTICA con Especialidad en
Estructuras Aeroespaciales**

Diciembre, 2014

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la tesis **“ESTUDIOS DE COMPORTAMIENTO DEL CUERPO Y ALETAS PLEGABLES DE UN COHETE, PARA UN SISTEMA DE LANZA COHETES MÚLTIPLE”** realizada por el alumno Pablo Emilio Pimentel Villasmil, con número de matrícula **1649884** sea aceptada para su defensa como opción al grado de Maestro en Ciencias de la Ingeniería Automotriz



Dr. Diego Ledezma Ramirez.
Asesor



Dr. Martín Castillo Morales
Revisor



MC. José de Jesús Villalobos Luna
Revisor

El comité de tesis
Vo. Bo.



Dr. Simón Martínez Martínez
Subdirector de estudios de posgrado

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, Diciembre de 2014.

DEDICATORIA

A DIOS todo poderoso,

A Karina,
A mis hijos,
A mis padres,
A mi familia.

AGRADECIMIENTOS

Al Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica (CIIA), por recibirme en sus aulas y haberme permitido llevar a cabo esta investigación.

Al Doctor Diego Ledezma Ramírez por su incondicional asistencia como tutor, por su tiempo y enseñanza compartida.

A Mario (Mayito) Hernández Crespo, por sus importantes y desinteresados consejos y recomendaciones.

Al Doctor José Villalobos Luna por su apoyo constante y confianza para que este proyecto se llevase a cabo.

A Karina, por su determinación y apoyo para lograr los diferentes objetivos planteados.

A mis hijos Bernardo Andrés y Carlos Javier, por su apoyo para llevar a cabo los ensayos de campo.

A todos mis amigos del FIME, porque de una forma desinteresada conté con ellos cuando lo necesité.

A TI, que con tu apoyo solidario y desinteresado, contribuiste con el logro.

RESUMEN

En este trabajo se presentan resultados de los estudios de simulación aerodinámica y análisis de vibraciones del cuerpo de un nuevo diseño de cohete y sus aletas plegables, para experimentar que es posible diseñar y construir un dispositivo como este, capaz de realizar en vuelo horizontal y comportamiento aerodinámico estable, además de mantener su trayectoria balística, diseñado como un posible elemento balístico de un dispositivo tipo lanza cohetes múltiple, con la utilización de material y tecnología nacional, y a bajo costo. La aerodinámica de un cohete es importante en su manufactura, y está definida principalmente por el diseño de partes como la nariz, la forma del fuselaje y las aletas estabilizadoras. La aerodinámica se puede ver afectada negativamente por vibraciones aeroelásticas y como resultado, este trabajo pretende estudiar el comportamiento vibratorio del nuevo cohete. Para esto, se realizaron diversas pruebas modales en condiciones de laboratorio, tanto estáticas como dinámicas, y análisis por computadora. Esta será la primera parte, para un posible diseño posterior, de un sistema de lanza cohetes múltiples a ser instalado en una aeronave.

Se presenta un nuevo diseño de las aletas deben tener la capacidad de estar plegadas o abatidas, y al momento del disparo y su salida del tubo deberán extenderse a su posición de vuelo, siendo su función principal proporcionar la fuerza de rotación requerida para mantener la trayectoria balística. El objetivo del trabajo es la realización del diseño y análisis aerodinámico y comportamiento en vuelo haciendo un diseño CAD (Computer Aided Design) y luego una simulación CFD (Dinámica Computacional de Fluidos), más concentrado en las aletas del cohete, y luego una verificación de vibraciones y análisis Modal a fin de determinar su comportamiento en vuelo, modos propios de vibración y trayectoria balística.

ABSTRACT

Purpose and Method of Study

Mexico has a very interesting and some aerospace unknown past. There are national studies where attempts have been made in the field of rocketry and rocket engines and manufacture thereof.

Studies of aerodynamic simulation and vibration analysis of designing a new rocket body and fins were performed folding, to experience it is possible to design and build a device like this, capable of level flight and stable aerodynamic performance, in addition to maintain its ballistic trajectory, ballistics designed as a possible element of a multiple launch rocket type device, using domestic materials and technology, and low cost. Variety of simulated and physical tests, both static and dynamic, using various fixtures and computer analysis were made. This is the first part, for a subsequent design of a multiple launch rocket system to be installed on an aircraft.

The aerodynamics of a rocket is important in manufacturing, the nose of the rocket is essential as well as the shape of the fuselage and stabilizer fins.

The big difference in this project to other designs rockets gliding, is based on the rocket to the subject of this thesis are several, even more so considering that you must have typical ballistic considerations of a rocket attack air to air or air-ground, particularly rotating on its axis, to achieve and maintain a fixed hit the selected target path. A big consideration for this, is that unlike the vertical free flight rocket, is the movement of center of gravity (CG), as its displacement is kept perpendicular to the surface of the ground, and maintains the same path aircraft. In this case, we must be very precise considerations for moving the CG, since a substantial change could cause loss of sense of stability and parallel to the axis of the rocket trajectory with respect to its own flight path, with very bad consequences.

On the other hand fins for stability control of this design are unique and specific for the same, as for the concept design, the rocket must exit tube, so the fins must be able to be folded or folded down, and when shooting and pipe outlet should be opened to their flight position. These fins provide more stability to the flight of the rocket, its primary function is to provide the rotational force required to maintain ballistic trajectory. The aim of this work is the realization of the design and aerodynamic analysis and flight behavior by a CAD design and then a CFD (Computational Fluid Dynamics) simulation, more concentrated on the fins of the rocket, and then verify Modal vibration analysis determine their flight behavior, modes of vibration and ballistic trajectory.

Contributions and Conclusions

After reviewed various bibliographies, internet references and background, became an early form conceptual design and fabrication of a prototype for the static tests. This project serves as input to the possible development of aerospace research, or rather a continuation of what was started sometime so energetically, and motivate future professionals explore further the field of astronautics and rocketry in the country, because now the field of science and engineering has not generated the necessary interest.

To put into practice a project of this category, you need not only large economic investments is to use the equipment and systems already available in our research. For this reason and with the results, it is found that it was a very useful and rewarding to practice the skills of engineering students exercise, and thereby contribute to national development.

TABLA DE CONTENIDO	
Parte	Página
PORTADA UANL.....	1
PORTADA FIME.....	2
APROBACION.....	3
DEDICATORIA.....	4
AGRADECIMIENTOS.....	5
RESUMEN.....	6
ABSTRACT.....	8
TABLA DE CONTENIDO.....	10

CAPITULO 1 INTRODUCCION Y PLANTEAMIENTO DEL

PROYECTO.....	15
1.1 Introducción.....	15
1.2 Breve Historia de los cohetes	16
1.2.1.- Época Antigua.....	16
1.2.2.- Época Moderna.....	20
1.2.3.- Cohetes en México.....	23
1.3 Revisión Bibliográfica y Estado del Arte	27
1.4 Hipótesis.....	30
1.5 Objetivos.....	31
1.5.1 Objetivo General.....	31
1.5.2 Objetivos Específicos.....	31
1.6 Justificación del Problema.....	31
1.7 Novedad.....	32
1.8 Factibilidad.....	32
1.9 Limitaciones.....	33
1.11 Metodología.....	34

Parte	Página
CAPITULO 2 MARCO TEORICO “EL COHETE”	38
2.1 Definiciones básicas	38
2.1.1 Clasificación	39
2.1.2 Aplicaciones de los Cohetes	40
2.2 Partes del Cohete	42
2.2.1 Cono de Nariz	42
2.2.2 Cuerpo del Cohete	43
2.2.3 Las aletas	43
2.2.4 Motor Cohete	46
2.2.5 Cámara de Combustión	48
2.2.6 La Tobera de Escape	50
2.3 Aerodinámica y fuerzas sobre el cohete	51
2.3.1 Centro de Gravedad y Centro de Presiones	57
2.4 Propulsión de Cohetes	60
2.5 Trayectoria Balística	64
2.5.1 Balística externa	66
2.5.2 Trayectoria	66
2.6 Aeroelasticidad y Vibraciones	67
2.7 Vibración Autoexcitada debido al viento (Flutter)	70
2.8 Sumario	73
 CAPITULO 3 Diseño y Simulación CFD	 74
3.1 Introducción	74
3.2 Diseño	75

Parte	Página
3.2.1 Métodos numéricos (CFD) (Volúmenes finitos).....	75
3.2.2 Fundamentos de análisis.....	75
3.2.3 Desarrollo del modelo computacional para el prototipo	77
3.2.4 Determinación de longitud.....	77
3.2.5 Determinación de la forma de aletas.....	78
3.2.6 Forma de punta.....	81
3.2.7 Ensamble del prototipo	82
3.3 Análisis Computacional del Cohete.....	84
3.3.1 Desarrollo del mallado	84
3.3.2 Desarrollo de condiciones de frontera.....	88
3.3.3 Asignación de condiciones de frontera.....	90
3.3.4 Asignación de parámetros de análisis.....	91
3.3.4.1 Método de turbulencia.....	91
3.3.4.2 Interacciones.....	92
3.3.5 Procedimiento para el Análisis.....	93
3.4 Discusión de los Resultados	94
3.4.1 Mach 0.3.....	94
3.4.2 Mach 0.5.....	97
3.5 Sumario	100
 CAPITULO 4 ENSAYOS AEROELASTICOS Y VIBRACIONES.....	 101
4.1 Introducción.....	101
4.2 Prueba Modal y Objetivos.....	111
4.2.1.- Objetivo del Experimento	103
4.3.- Equipos usados.....	104
4.3.1. Montaje General del Equipo.....	106
4.3.2 Sistema de Excitación.....	108

Parte	Página
4.3.3 Captadores o Acelerómetros.....	110
4.3.4 Analizador de señal PCB.....	113
4.4 Procedimiento.....	114
4.4.1. Procedimiento de Pruebas	115
4.5 Resultados	117
4.5.1 Graficas Respuesta en Frecuencia.....	118
4.5.1.1 Graficas de respuesta en frecuencia de las aletas....	118
4.5.1.2. Grafica de respuesta en frecuencia del Cohete	120
4.5.2. Comportamiento de los Modos Vibratorios	122
4.5.2.1. Aletas.....	122
4.5.2.2. Cuerpo del Cohete.....	126
4.5.3.- Discusión de los resultados	130
4.6 Sumario.....	131
 CAPITULO 5 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	 132
5.1 Conclusiones.....	132
5.2 Recomendaciones.....	134
 NOMENCLATURA.....	 135
BIBLIOGRAFIA.....	137
LISTA DE FIGURAS Y TABLAS	143
GLOSARIO DE TERMINOS.....	147

Parte	Página
APENDICES.....	150
APENDICE 1.- Pruebas de Campo, para verificar la capacidad de rotación sobre su propio eje, y trayectoria Balística.....	150
APENDICE 2.- Procedimiento de pruebas para la vibración autoexcitada.....	156
APENDICE 3.- Reporte de Mayado.....	165
APENDICE 4.- Figuras varias de simulación CFD.....	186
APENDICE 5.- Dense packing's of congruent circles in a circle.....	209

CAPITULO 1

INTRODUCCION Y PLANTEAMIENTO DEL PROYECTO

1.1.- Introducción

La aeronáutica y el espacio siempre han sido temas interesantes desde todos los puntos de vista. La cohetaría y sus principios aerodinámicos, llevaron al ser humano más allá del cielo terrestre, lo llevaron a la luna. Los estudios básicos de aerodinámica, aeroelasticidad, dinámica del vuelo peso y balance, entre otros, permiten tener información vital para mantener la trayectoria de un cohete durante el desarrollo de un nuevo diseño. Es por esto que en esta tesis se realizan estudios relacionados a este tema, con el objetivo de realizar los análisis básicos de aeroelasticidad, vibraciones y simulación de las aletas plegables y el cuerpo de un cohete para un sistema de lanza cohetes múltiples.

Un proceso natural de la mejora de nuestras vidas, en el concepto amplio, incluye avances en el desarrollo de sistemas de armas sofisticadas, los medios de defensa. Desde la prehistoria, en lugar del lanzamiento de una piedra, una lanza, la bala disparada, la bomba lanzada, eran y son funciones defensivas o destructivas. El objetivo fundamental de la destrucción y/o de la defensa, para destruir el objetivo, no ha cambiado. Sin embargo, los objetivos se han vuelto más

sofisticados y el progreso tecnológico no ha podido evitarlo. Un cohete se define como un vehículo no tripulado de travesía del espacio que contiene los medios necesarios para su autopropulsión. Las cuatro categorías generales de cohetes son: superficie-superficie, tierra-aire, aire-tierra y aire-aire.

Los lanzacohetes múltiples, son dispositivos que contienen uno o varios cohetes en condición inerte (antes de dispararlos) que pueden ser usados de forma individual o múltiple, desde un vehículo sobre tierra, hasta una aeronave.



Figura 1.1. Vista de un lanza cohete múltiple. [1]

El objetivo general de esta investigación, es la realización de los estudios básicos de vibraciones y análisis modal, así como simulación numérica de la aerodinámica de las aletas plegables y el cuerpo de un cohete de nuevo diseño para un sistema de lanza cohetes múltiples. Con estos resultados se pretende....

1.2.- Breve Historia de los cohetes

1.2.1.- Época Antigua

Los Cohetes de hoy son colecciones notables del ingenio humano que tienen sus raíces en la ciencia y la tecnología del pasado. Son avances tecnológicos de miles de años de experimentación e investigación en cohetes y la propulsión de cohetes.

Uno de los primeros dispositivos para emplear con éxito los principios esenciales de vuelo del cohete era un pájaro de madera. Los escritos de Aulo Gelio, un romano, cuentan una historia de un griego Arquitas hombre que vivía en la ciudad de Tarento, ahora parte del sur de Italia. En algún lugar alrededor del año 400 antes de Cristo, Arquitas divertía a los ciudadanos de Tarento, volando una paloma de madera. El escape de vapor propulsaba el ave que estaba suspendida desde unos cables. La paloma utiliza el principio de acción-reacción, que no se expresaría como una ley científica hasta el siglo 17.

Otro griego, Herón de Alejandría, inventó un dispositivo de cohete similar llamado aeolipile. Este, también utilizaba vapor como un gas propulsor. Se montaba una esfera en la parte superior de un hervidor de agua. El calor debajo de la caldera convirtió el agua en vapor y el gas viaja a través de tuberías a la esfera. Dos tubos en forma de L en lados opuestos de la esfera permiten que el gas escape, y al hacerlo dieron un empuje a la esfera que causó que girara.

¿Cuándo aparecieron exactamente los primeros cohetes? no está claro. Las historias de los primeros cohetes como los dispositivos aparecen esporádicamente a través de los registros históricos de las diversas culturas. Tal vez los primeros verdaderos cohetes fueron accidentes. En el siglo I de nuestra era, los chinos tenían una formula sencilla de pólvora a base de salitre, azufre y polvo de carbón. Para crear explosiones durante las fiestas religiosas, llenaron tubos de bambú con una mezcla y los arrojaban al fuego. Tal vez alguno de esos tubos no explotó y en su lugar se deslizó por los aires, impulsado por los gases y las chispas producidas durante la combustión de la pólvora.

Los chinos comenzaron a experimentar con los tubos llenos de pólvora. En algún momento, se unen los tubos de bambú para las flechas y los lanzaron con arcos. Pronto descubrieron que estos tubos de pólvora podrían lanzarse con sólo la energía producida a partir de los gases de escape. El verdadero cohete nació.

La fecha de presentación de la primera utilización de los verdaderos cohetes fue en 1232. En ese momento, los chinos y los mongoles estaban en guerra. Durante la batalla de Kai- Keng, los chinos rechazaron a los invasores

mongoles por un aluvión de "flechas de fuego volando" Estas flechas incendiarias eran una forma sencilla de un cohete de combustible sólido. Un tubo, un tope en un extremo, contenía pólvora. El otro extremo se dejó abierto y el tubo se une a un palo largo. Cuando se encendió el polvo, la rápida combustión generó fuego, humo, y los gases que salían del extremo abierto y con esto se producía el empuje. El palo actuó como un sistema de guía simple que mantiene el cohete dirigido en una dirección general, mientras volaba por el aire. No está claro la eficacia de estas flechas de fuego volador eran como armas de destrucción, pero sus efectos psicológicos sobre los mongoles debieron haber sido formidable.

Después de la batalla de Kai-Keng, los mongoles produjeron cohetes propios y pueden haber sido responsables de la propagación de cohetes hacia Europa. Durante los siglos del XIII al XV hubo informes de muchos experimentos con cohetes. En Inglaterra, un monje llamado Roger Bacon trabajó en la mejora de las formas de la pólvora que aumentaron considerablemente la gama de cohetes. En Francia, Jean Froissart encontró que los vuelos más precisos podrían lograrse mediante el lanzamiento de cohetes a través de tubos. Idea de Froissart fue el precursor de la moderna bazooka.

Durante el siglo 16 cayó temporalmente el uso de los cohetes como arma de guerra, sin embargo se seguían utilizando los fuegos artificiales. Un fabricante alemán, Johann Schmidlap, inventó el " cohete de etapas", era un vehículo de múltiples etapas para el levantamiento de fuegos artificiales a altitudes más altas. Cuando el cohete principal quemaba todo su combustible, la más pequeña seguía a una mayor altitud antes de cubrirse el cielo con cenizas ardientes. La idea de Schmidlap es básicamente la que utilizan todos los cohetes actuales que van al espacio exterior.

Casi todos los usos de cohetes hasta este momento eran para la guerra o los fuegos artificiales, pero hay una interesante leyenda china que reportó el uso de cohetes como un medio de transporte. Con la ayuda de muchos asistentes, un funcionario chino conocido llamado Wan-Hu, quien se montó una silla voladora propulsada por cohetes.

El día del vuelo, Wan-Hu se sentó en la silla y dio la orden a sus asistentes de encender los cuarenta y siete cohetes. En un momento, hubo un tremendo rugido acompañado por oleadas de nubes de humo. Cuando el humo se disipó, Wan-Hu y su silla habían desaparecido. Nadie sabe a ciencia cierta qué pasó con Wan-Hu, pero es probable que si el evento realmente tuvo lugar, Wan-Hu haya volado en pedazos. Las Flechas incendiarias eran tan propensas a volar como a explotar.

Cerca de 1720, un profesor holandés, Willem Graves, construyó coches miniatura impulsados por chorros de vapor. En Alemania y Rusia empezaron a experimentar con cohetes con una masa de más de 45 kilogramos. Algunos de estos cohetes eran tan poderosos que sus llamas de escape podían abrir profundos agujeros en el suelo, incluso antes del despegue.

Durante el final del siglo XVIII y principios del XIX, los cohetes experimentaron un breve renacimiento como arma de guerra. En 1792, en la India, tuvieron éxito con el ataque con cohetes contra los británicos y de nuevo en 1799 captó el interés de un experto de artillería, el coronel William Congreve propuso el diseño de cohetes para su uso en el ejército británico.

Los cohetes Congreve fueron un gran éxito en diferentes batallas. Utilizado por los buques británicos que libra Fort McHenry durante la guerra de 1812, que inspiraron a Francis Scott Key a escribir "resplandor rojizo de los cohetes" palabras en un poema que más tarde se convertirían en el himno nacional.

En todo el mundo, los investigadores experimentaron con cohetes para mejorar la precisión. Un inglés, William Hale, desarrolló una técnica llamada estabilización de giro. En este método, los gases de escape golpean las pequeñas paletas en la parte inferior del cohete, causando que gire tanto como una bala hace al ser disparada. Las variaciones del principio todavía se utilizan hoy en día.

Los cohetes siguieron siendo utilizados con éxito en las batallas por todo el continente europeo. Sin embargo, en una guerra con Prusia, las brigadas de cohetes Austriacos se encontraron contra piezas de artillería de nuevo diseño. El

Cañón de retrocarga con cañones estriados y ojivas explosivas eran armas más eficaces de la guerra que los mejores cohetes. Una vez más, los cohetes fueron relegados a usos en tiempos de paz.

1.2.2.- Época Moderna

En 1898, un maestro de escuela ruso, Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935), propuso la idea de la exploración del espacio por el cohete. En un informe que publicó en 1903, Tsiolkovsky propuso el uso de combustibles líquidos para cohetes con el fin de lograr un mayor alcance. Tsiolkovsky declaró que la velocidad y el alcance de un cohete fueron limitadas solamente por la velocidad de los gases de escape. Por sus ideas, la cuidadosa investigación, y su gran visión, Tsiolkovsky ha sido llamado el padre de la astronáutica moderna.

A principios del siglo 20, un estadounidense, Robert H. Goddard (1882-1945), llevó a cabo experimentos prácticos en la cohetaría. Él se había interesado en una forma de lograr mayores altitudes que fuera posible para los globos más ligeros que el aire. Él publicó un panfleto en 1919 titulado “Un método para alcanzar altitudes extremas”. Fue un análisis matemático de lo que hoy se llama el cohete sonda meteorológica.

Los primeros experimentos de Goddard estaban con cohetes de combustible sólido. En 1915, comenzó a probar diferentes tipos de combustibles sólidos y para medir las velocidades de escape de los gases de combustión.

Mientras trabajaba en los cohetes de combustible sólido, Goddard se convenció de que un cohete puede tener un mejor empuje con el uso de combustible líquido. Nunca nadie había construido un exitoso cohete de propulsión con combustible líquido. Fue una tarea mucho más difícil que la construcción de cohetes de combustible sólido. A pesar de las dificultades, Goddard logra el primer vuelo con un cohete de propulsión líquida el 16 de marzo de 1926. Impulsado por el oxígeno líquido y gasolina, el cohete voló por sólo dos segundos y medio, subió 12,5 metros, y cayó a una distancia de 56 metros. Para

los estándares de hoy en día, el vuelo era impresionante, pero al igual que el primer vuelo de un avión impulsado por los hermanos Wright en 1903, la gasolina de cohetes de Goddard fue el precursor de una nueva era en vuelo del cohete.

Experimentos de Goddard con cohetes de combustible líquido continuaron durante muchos años y sus cohetes se hicieron más grandes y volaron más alto. Él desarrolló un sistema de giroscopio de control de vuelo y un compartimiento de carga útil para los instrumentos científicos, además de sistemas de recuperación con paracaídas para recuperar los cohetes e instrumentos de forma segura. Goddard, por sus logros, ha sido llamado el padre de la cohetería moderna.

Un tercer gran pionero del espacio, Hermann Oberth (1894-1989) nació el 25 de junio 1894 en Hermannstadt (Transilvania), y murió el 28 de diciembre de 1989 en Nuremberg, Alemania, publicó un libro en 1923 acerca de los viajes de cohetes al espacio. Sus escritos fueron muy importantes y gracias a ellos, muchas sociedades de cohetes surgieron en todo el mundo. En Alemania, la formación de una sociedad así, la Verein für Raumschiffahrt (Sociedad para el viaje espacial), dirigió al desarrollo del V-1 (German FZG-76) y la V-2, (en Alemania llamado A-4). La letra “V” representaba Vergeltungswaffe (arma de la venganza), que fue utilizado en contra de Londres durante la Segunda Guerra Mundial. En 1937, los ingenieros y científicos, incluyendo Oberth, alemanes reunidos en Peenemünde, a orillas del mar Báltico. Allí, el cohete más avanzado de su tiempo sería construido y volado bajo la dirección de Wernher von Braun.

El cohete V-2 fue pequeño en comparación con los cohetes de hoy en día. Logró su gran empuje por la quema de una mezcla de oxígeno líquido y alcohol a un ritmo de alrededor de una tonelada cada siete segundos. Una vez lanzado, el V-2 era un arma formidable que podría devastar bloques enteros de la ciudad. [3]



Figura 1.2.- Imagen del cohete V2. [2]

Afortunadamente para Londres y las fuerzas aliadas, el V-2 llegó demasiado tarde en la guerra para cambiar el resultado. Sin embargo, al final de la guerra, los científicos e ingenieros de cohetes alemanes ya habían establecido planes para misiles avanzados capaces de atravesar el Océano Atlántico y aterrizar en los Estados Unidos.

Con la caída de Alemania, muchos cohetes V-2 sin usar y los componentes fueron capturados por los aliados. Muchos científicos de cohetes alemanes vinieron a los Estados Unidos. Otros fueron a la Unión Soviética.

Tanto Estados Unidos como la Unión Soviética se dieron cuenta del potencial de los cohetes como un arma militar y comenzó una serie de programas experimentales. Al principio, los Estados Unidos comenzaron un programa con cohetes de gran altitud de sondeo atmosférico, una de las primeras ideas de Goddard. Posteriormente, se han desarrollado una variedad de misiles balísticos intercontinentales de mediano y largo alcance. Estos se convirtieron en el punto de partida del programa espacial de EE.UU. Misiles como el Redstone, Atlas y Titán eventualmente lanzarían los astronautas al espacio.

El 4 de octubre de 1957, el mundo estaba sorprendido por la noticia del lanzamiento de un satélite artificial, y puesto en órbita alrededor de la Tierra, por la Unión Soviética. Llamado Sputnik I, el satélite fue la primera entrada con éxito en una carrera por el espacio entre las dos naciones como superpotencia. Menos de un mes más tarde, los soviéticos siguieron con el lanzamiento de un satélite que lleva un perro llamado Laika a bordo. Laika sobrevivió en el espacio durante siete días siendo puesto a dormir antes de que el suministro de oxígeno se agotara.

Pocos meses después del primer Sputnik, los Estados Unidos siguieron la Unión Soviética con un satélite propio, el Explorer I fue lanzado por el Ejército de los EE.UU. el 31 de enero de 1958. En octubre de ese año, Estados Unidos organizó formalmente su programa espacial mediante la creación de la Administración Nacional de Aeronáutica y del Espacio (NASA) [8]. NASA se convirtió en una agencia civil, con el objetivo de la exploración pacífica del espacio para el beneficio de toda la humanidad

Pronto, muchas personas y máquinas serían lanzadas al espacio. Los astronautas orbitarían la Tierra y finalmente el aterrizaje en la Luna. El espacio se abrió de repente a la exploración y explotación comercial. Los satélites permitieron a los científicos a investigar nuestro mundo, predecir el tiempo, y para comunicarse instantáneamente en todo el mundo. A medida que aumentaba la demanda de más y mayores cargas útiles, una amplia gama de cohetes de gran alcance y versátiles tuvo que ser construido.

1.2.3.- Cohetes en México

México tiene un pasado espacial más que interesante, y en muchos casos desconocido. En México la palabra “cohetes” es la forma base y “cuete” es la forma derivada o modificada, que igual es correcta, y que, comúnmente, es usada para llamar a los fuegos artificiales y de arraigada tradición en el folklore mexicano.

Las investigaciones en temas de Física Espacial se inician en México en 1.944 bajo la influencia del Dr. Manuel Sandoval Vallarta del Instituto de Física [7],

con los trabajos sobre rayos cósmicos que se llevaron a cabo inicialmente por investigadores del Instituto de Física y posteriormente también del Instituto de Geofísica (hoy Departamento de Física Espacial), ambos de la UNAM. Dicho equipo de trabajo fue compuesto por Ruth Gall, Jaime Lifshitz, Lucía Camacho, Graciela Oyarzabal y Jaime Jiménez.

Cuando la Unión Soviética inauguró la era espacial, el grupo de profesores y estudiantes en San Luis, Potosí, ya trabajaba en el desarrollo y construcción de un cohete propio. A 14 kilómetros de la ciudad de San Luis, en el costado de un campo de golf, una reja de alambre de púas separaba la propiedad privada del terreno donde se realizaba el primer intento por elevar un cohete de combustible sólido. Era noviembre de 1957 y el cohete estalló sin elevarse de la torre de lanzamiento un solo centímetro.

Fue por allá en 1.957, exactamente el 28 de diciembre, un poco más de dos meses después de la puesta en órbita del primer satélite artificial, el Sputnik 1 (04 octubre 1.957) por la Unión Soviética; en San Luis Potosí se lanzaba el cohete Física I, un artefacto de 8 kilogramos de peso y 1.70 metros de altura, impulsado por combustible sólido y que alcanzó dos y medio kilómetros de altura, y así comenzó la carrera espacial mexicana.

Unos meses antes, la información técnica sobre la construcción de cohetes había llegado a manos del director de la Escuela de Física, en la Universidad Autónoma de San Luis Potosí, Gustavo del Castillo [8]. Observando los datos, pensó que la construcción y diseño de cohetes estimularía en los estudiantes el gusto por la física experimental, así se inició un modesto proyecto para el desarrollo de cohetes que pudieran ir más allá de las nubes.

Tiempo después, entre 1959 y 1960, la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, bajo la dirección del Ingeniero Walter Cross Buchanan, lanzaba dos cohetes de combustible líquido, los SCT1 y SCT2 [7], que alcanzaron alturas de 4 y 25 kilómetros, respectivamente.

Luego de dos meses se comenzó a diseñar uno que utilizaría alcohol etílico como combustible y oxígeno líquido como carburante (la idea era aprovechar algunas de las experiencias de los alemanes durante el desarrollo de los cohetes

V2). De mayo de 1958 a julio de 1959, en un modesto taller de la colonia Portales, fue construido un cohete que medía 4 metros de largo y 40 cm de diámetro, con un peso de 200 kilos. Las pruebas estáticas del motor se realizaron en las proximidades del pueblo de San Bartolomé, en la sierra de Xochimilco.

El *SCT1* [6] fue lanzado afuera de la hacienda La Begoña, en Guanajuato, el 24 de octubre de 1959. Alcanzó los 4,000 metros de altura. Casi un año después, el 1 de octubre de 1960, sería lanzado el *SCT 2*, que incorporaba adelantos como el uso de aletas inferiores y superiores para mayor estabilidad en el vuelo. Llegaría a una altura de 25 kilómetros.

El diseño, construcción y lanzamiento exitoso de cohetes de combustible líquido, en este caso, oxígeno líquido y alcohol, no es algo sencillo, ya que requiere del dominio de una gran variedad de disciplinas y del manejo de líquidos criogénicos, entre muchas otras cosas. En los años 60's se demostró la factibilidad de construir este tipo de aeronaves con tecnología propia y pocos recursos.

El 1 de octubre de 1960, se lanzó el cohete *Tonatiuh* [7], que incorporaba algunas mejoras técnicas, entre ellas el uso de aletas superiores, además de las inferiores, para darle mayor estabilidad de vuelo. Se dice que ascendió 25 kilómetros. Debido a la complejidad y lo costoso de este tipo de cohetes, se decide buscar un desarrollo en cohetes de combustible sólido pensando en la aplicación de cohete-sonda atmosférica para alcanzar mayor altura que los globos atmosféricos que solo llegaban a 40Km de altura.

Con tales éxitos se creó por decreto del presidente Adolfo López Mateos, el 31 de agosto de 1962, la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CONEE) [6], que coordinaría todos los esfuerzos y absorbió al grupo inicial. En 1962 se realizó el lanzamiento del primer cohete de combustible sólido, el *Totoñ* (pájaro), que alcanzó una altura de 22 km.

En 1963, Juan F. Cárdenas, profesor y ex alumno de la Escuela de Física, retoma el desarrollo de cohetes en SLP durante un periodo de 4 años, logrando el 3 de abril el lanzamiento del cohete *Zeus 1* de una etapa [10].

El 27 de febrero de 1965, se firmó un acuerdo de cooperación científica y técnica entre la CNEE [7] y la Administración Norteamericana de Aeronáutica y el Espacio (NASA).

Después aparecerían los *Mitl (flecha)*, con una capacidad de carga útil de 8 kilos. El primero de esta serie fue lanzado en 1967 y alcanzó una altura de 50 km; en 1975 subiría el *Mitl 2* a 120 km (también se experimentó con cohetes pequeños, los Tláloc (Dios de la lluvia), para la creación de lluvia, y cohetes de dos etapas). Estos lanzamientos se efectuaban desde un camión-rampa en el municipio de Cuajinicuilapa, Guerrero, donde incluso en los años 70 se comenzó la construcción de una base de lanzamiento de cohetes. Desde 1966 un grupo de alumnos dirigidos por el Maestro en Química Manuel Escobar [7] apoyado por la Universidad de Zacatecas, construye un cohete de combustible sólido al que llamarían UAZ-7 y que finalmente se lanza con éxito el 14 de mayo de 1.970. Alcanzó una altura de 3500m.

En 1975 fue lanzado el primero de la segunda serie Milt (Milt-II) [7] y alcanzo 120 Km. El Milt-II fue un cohete de dos etapas la primera era básicamente la etapa del Milt-I y la segunda etapa era la primera del cohete Hulte-I. Este fue un cohete de dos etapas de combustible sólido para llevar cargas útiles de 700g a 55Km de altura. El Milt-II buscaba se un cohete que llevará una carga útil de 4Kg a 230Km de altura. Se trabaja también en otro cohete llamado Tlaloc que sería utilizado para la estimulación de lluvia con cargas químicas y para la desintegración de granizo donde este representara un peligro. Entre los cohetes lanzados están ZEUS (1.963), Tonatiuh (Sol), Hulte I (Jabalina).

A pesar de todos estos éxitos, y después de 15 años, el 11 de marzo de 1977, en una de sus primeras acciones como mandatario, el Presidente del República en ese entonces, Lic. José López Portillo, decreta la disolución de la CONEE [7].

A la fecha de su disolución desarrolló exitosamente diversos estudios sobre meteorología, percepción remota, uso de cohetes sonda e investigación de la alta atmósfera.

Posterior a esto, durante los años, 80's, 90's inclusive luego del año 2000, se han hecho varios desarrollos, convenios internacionales e inversión privada, pero en el área de satélites y telecomunicaciones [9].

Específicamente en lo relacionado a dispositivos lanza cohetes múltiples, la SEDENA (Secretaria de la Defensa Nacional) ha hecho algunas pruebas (Proyecto Ahatl en los 70's y 80's).

1.3.- Revisión Bibliográfica y Estado del Arte

Luego de realizar la revisión y análisis crítico del material bibliográfico, indicado en la bibliografía, se encontraron algunos antecedentes, tanto desde el punto de vista mundial, como en México propiamente dicho.

Un cohete de artillería tiene como objetivo transportar una ojiva con carga útil a la máxima distancia posible y con la mejor precisión. Para ello cuenta con una estructura, con aletas estabilizadoras, más una ojiva y un motor cohete de combustible sólido que le provee la propulsión necesaria para la misión [9]. Una vez caracterizadas las componentes que provocan una mayor influencia en la resistencia aerodinámica durante el vuelo se realizara un estudio de optimización sobre las aletas y el cuerpo del cohete.

La estructura de un cohete es un sistema muy complejo, el cálculo puede limitarse a la utilización de métodos tradicionales, pero los problemas empiezan cuando se requiere determinar los esfuerzos con gran precisión y obtener los resultados mucho más rápido, es por esta razón que la ingeniería actual utiliza el Método de los Elementos Finitos (FEM) como una herramienta moderna de cálculo estructura [11]. Con un análisis estático por el método FEM se puede determinar la deformación y los esfuerzos secundarios con mayor precisión que por el método de cálculo tradicional.

La aeroelasticidad es una actividad de diseño que trata las interacciones entre las fuerzas aerodinámicas y deformación estructural, tanto estáticos como dinámicos, y la influencia de estas interacciones sobre el rendimiento del avión. [12]

El campo de la aeroelasticidad, muestra cómo esta disciplina ha sido y sigue siendo importante para el desarrollo de la industria aeroespacial. Estudios en aeroelasticidad, analiza y aprovecha las interacciones entre las fuerzas aerodinámicas, deformación estructural (elasticidad) y movimiento (dinámica) de las superficies de sustentación aerodinámicas e hidrodinámicas. [13]

Los problemas Aeroelásticos pueden ser más o menos clasificados en las categorías de respuesta y estabilidad. A pesar de que los problemas de estabilidad estructural son el foco principal del material que se presenta en esta materia, esto no se debe a problemas de respuesta sean menos importantes. [14]

El modelo de turbulencia de Spalart-Allmaras [15], ha sido ampliamente utilizado y ha demostrado ser numéricamente de buen comportamiento en la mayoría de los casos, ya que mediante su resolución de una ecuación. Hay, sin embargo, las situaciones de los menores de resolver las cuadrículas y los transitorios no físicos donde la discretización del modelo puede conducir a resultados no deseados. Objetos insuficientes en el borde de las capas límite y se despierta es una de esas situaciones.

Por otro lado se han hecho modificaciones a las formulas originales. Estas modificaciones están formuladas para ser pasivos con el modelo original bien resuelto a nivel de campo y deben producir insignificante diferencias en la mayoría de los casos. Ellos están motivados principalmente por cuestiones numéricas cerca de la interfaz entre turbulento y rotacional. La inclusión del término supresión laminar plenamente turbulentos, y el uso de limitadores de valor máximo en la solución de la turbulencia. [16]

Existen diversos procedimientos para elaborar el modelo CAD del prototipo, así como el mallado del mismo y el análisis de fluidos realizado al producto mallado. Todo esto para dar paso a un análisis de los resultados en CFD (Dinámica de Fluidos Computacional) (Computational Fluid Dynamics), el CFD lo podemos definir como: “la disciplina mediante el uso de las computadoras como herramientas para resolver y analizar ecuaciones relacionadas a un fluido con la finalidad de ser aplicadas a problemas reales en una simulación”. [17]

En la realidad el movimiento de un fluido es sumamente aleatorio (las propiedades de éste varían sin una tendencia aparente) por lo que la resolución de estas ecuaciones es muy complicada, prácticamente imposible por lo que los ingenieros trabajan con ciertos artificios matemáticos (como el uso de métodos matemáticos y CFD) y aproximaciones (considerar un fluido incompresible o no viscoso por ejemplo) que simplifican la resolución con errores de aproximación aceptables. [18]

Para una alta fiabilidad y el rendimiento de un cohete, el diseñador debe tener y aplicar datos ambientales a la vibración en las etapas apropiadas de desarrollo, diseño, pruebas y mantenimiento de los componentes de misiles y sistemas. En pocas palabras, los pasos esenciales para una vibración programada, son la determinación del entorno, el medio ambiente y monitorear las pruebas de vibración planteadas.

El Problema de aleteo es ahora generalmente aceptada como un problema de preocupación principal en el diseño de estructuras de aeronaves actuales. Requisitos basados en requisitos de rigidez con respecto a Vibración Autoexcitada debido al viento (Flutter), son en muchos casos, el diseño crítico de vehículos aerodinámicamente controlados de refuerzo y planeadores de reingreso de lo que tienen, y/o por ejemplo, sobre los bombarderos tripulados. [19]

Para predecir las frecuencias de vibración del cohete sólo es necesario simular la distribución de la inercia y la flexibilidad. Por esta razón, es más

conveniente construir un modelo físico a menor escala, ya que sería muy costoso hacerlo a escala completa. [20]

Los efectos de la vibración del medio ambiente deben ser considerados cuidadosamente para el éxito de las pruebas de un misil. Estas ayudarán a los ingenieros a determinar las especificaciones ambientales y de vibración a elegir sistemas compatibles y poner resistencia a las vibraciones en los componentes. [21]

En el diseño de motores de cohetes, es necesario determinar las cargas dinámicas y las respuestas de la estructura de la boquilla debido a las fuerzas aplicadas. Las bases de dichos análisis son las frecuencias de vibración y formas de modo natural. [22]

El ruido en el despegue y durante los dos minutos de ascenso y fase transónica causa intensas cargas acústicas. Estas cargas acústicas son el resultado del intenso medio ambiente acústico generado por la interacción del chorro de salida del motor del cohete y su mezcla con la atmósfera. Los choques pirotécnicos, que ocurren cuando las etapas de un vehículo espacial se separan, causan problemas adicionales de vibración. [23]

1.4.- Hipótesis

Es posible mediante el diseño CAD y simulación numérica CFD del cuerpo de un prototipo de un cohete y sus aletas plegables, desarrollar dicho sistema a fin de conocer las fuerzas estáticas y dinámicas a las que está sometido el cuerpo del cohete, además de conocer la aerodinámica del cuerpo y el efecto de las aletas en el vuelo de trayectoria balística.

Se podrán realizar los estudios de vibraciones y análisis modal a fin de obtener los modos propios de vibración por simulación y técnicas experimentales como

base del diseño y las futuras mejoras del mismo, y la dinámica estructural de las aletas y su posible efecto en la estabilidad del vuelo libre del cohete.

1.5.- Objetivos

1.5.1.- Objetivo general

Realizar los estudios básicos de aeroelasticidad y la simulación numérica de aerodinámica de las aletas plegables y el cuerpo de un cohete de nuevo diseño para un sistema de lanza cohete múltiple.

1.5.2.- Objetivos específicos

1.5.2.1.- Diseño y construcción de un prototipo de cohete para un dispositivo de lanza cohetes múltiples

1.5.2.2.- Diseñar y realizar los ensayos de vibraciones para el cuerpo del cohete

1.5.2.3.- Diseñar y realizar los ensayos de vibraciones para las aletas plegables del cohete

1.5.2.4.- Realizar las simulaciones de vuelo a través de la técnica de Dinámica de Fluidos Computacional, a fin de evaluar el comportamiento aerodinámico del cuerpo del cohete y las aletas plegables.

1.5.2.5.- Evaluar la factibilidad del desarrollo futuro del cohete, en base a los resultados.

1.5.2.6.- Evaluar en forma experimental, el comportamiento de rotación sobre su propio eje, a fin de garantizar una trayectoria balística del cohete, a diferentes velocidades de desplazamiento.

1.6.- Justificación del Problema

En nuestra institución, no existe ninguna guía de cómo realizar el estudio, diseño o manufactura de un cohete de un modo eficaz, sencillo y a un bajo costo, por lo tanto este estudio contribuye al avance e innovación de diseño de cohetes, en Centros de Investigación, por ejemplo, por medio de estudios estructurales, aeroelásticos y aerodinámicos así como el uso de programas computacionales especializados para la simulación numérica de cuerpos en un fluido.

1.7.- Novedad

Se han hecho varios estudios a nivel nacional, sobre el diseño, construcción y lanzamiento de cohetes al cielo, sin embargo los estudios de comportamiento de vibraciones y simulaciones con los recursos disponible hoy día son escasas. Estos estudios permitirían seguir avanzando en la manera más adecuada de realizar los estudios, construir y controlar el riesgo, bien sea referente a la seguridad a nivel artesanal y luego industrial, o para asegurar continuidad en los procesos de estudios en esta área. Por otro lado el desarrollo de este tipo de proyectos puede ser de mucha utilidad para el desarrollo endógeno del país, y sus fuerzas armadas.

1.8.- Factibilidad

Resulta conveniente resaltar la factibilidad de todo proyecto de investigación, de manera tal que su implantación no se vea objetada de antemano, de allí que se encuentra referida en cuatro áreas a saber:

Técnica: el CIIA dispone de los recursos técnicos tales como talleres, herramientas especiales, equipos de precisión, equipos para pruebas no destructivas, simulación de condiciones de vuelo, túneles de viento, análisis de vibraciones, publicaciones técnicas, así como la preparación académica del recurso humano que le permitan la simulación y el análisis, para una acertada realización del proyecto.

Socio-institucional: el CIIIA y FIME, cuentan con infraestructura que permite la realización del proyecto y dispone de los medios, procedimientos y métodos para adecuarlo, mejorarlo y todo con el fin de búsqueda de su mejora continua y continuación de las investigaciones que de aquí se deriven. Adicionalmente el CIIIA, a través de la UANL, cuenta con los convenios adecuados con la Fuerza Aérea Mexicana, que les permita seguir desarrollando las siguientes fases del proyecto.

Económica: los costos requeridos para la investigación son pocos, porque se decidió contar únicamente con los recursos financieros del propio investigador y ejecutor de la presente fase de esta investigación. Los ensayos y análisis propuestos y los que se deriven de esta investigación, podrán ser cubiertos por el propio centro de investigación. No se prevén costos adicionales a las pruebas y ensayos aquí planteados.

Temporal: para la realización del proyecto se consideró que el mismo guardaba concordancia con el tiempo previsto, sin embargo, por razones de tipo institucional, algunas otras ideas que eran consideradas de forma inicial para el proyecto no pudieron concretarse. Esto trajo como consecuencia una reorientación en el alcance de la misma y el uso del tiempo disponible para la realización del proyecto.

1.9.- Limitaciones

El presente trabajo se limitará a evaluar los aspectos propuestos, teniendo a la investigación como un carácter exploratorio y descriptivo, ya que la misma permitirá la obtención de información relevante sobre los ensayos y simulaciones propuestas.

La investigación, se limita a los aspectos netamente de laboratorio y simulación numérica. No está considerado el uso de los túneles de viento de circuito cerrado ni el de circuito abierto. La simulación estará fundamentada al uso de técnicas computacionales de análisis de fluidos.

En relación a las posibles fuentes de error en el diseño conceptual, se establece que si bien se intente abarcar toda la información al respecto, se encontró con insuficiencia de tiempo y equipos, que ayudaran a incrementar los datos y su correspondiente revisión y análisis más profundo de los resultados. Por otro lado, los materiales y restricciones de dimensiones en algunos casos, se fundamentan y la disponibilidad de los materiales en el mercado local.

Las fuentes de información que se consultaron son conceptos teóricos y resultados previos, así como normativas vigentes.

De cualquier forma, la limitación más importante, para extender el trabajo con mayor detalle, fue el tiempo total empleado para diseñar, analizar, sintetizar, simular y analizar los resultados obtenidos. A fin de hacer retro alimentación del concepto y del proyecto como tal.

1.10.- Metodología

La metodología tiene como propósito lograr examinar, con precisión, todos aquellos factores que en algún momento puedan convertirse en obstáculos para la realización parcial o total de las previsiones de la experimentación. [24]

Se realizara el diseño y fabricación de un prototipo de cohete, para ser utilizados en un futuro lanza cohetes múltiples. Se llevara a cabo la selección de aletas estabilizadoras así comola selección del cuerpo del cohete. Se realizaran estudios de aeroelasticidad y análisis modal, así como la simulación de vuelo en programas computacionales CDF, a fin de determinar el comportamiento propio y que sirva de referencia para futuras investigaciones y desarrollos.

En los criterios establecidos para esta investigación, está la de realizar una investigación del tipo experimental, que permita la obtención de información relevante sobre los estudios seleccionados. Para la definición de los criterios, se conjugaron lo relacionado con análisis modal y simulaciones CDF, con el marco teórico, y estudios experimentales relacionados.

La metodología será cuantitativa ya que se requiere que entre los elementos del problema de investigación exista una relación cuya naturaleza sea representable por algún modelo numérico ya sea lineal, exponencial o similar. Es decir, que haya claridad entre los elementos de investigación que conforman el problema, que sea posible definirlo, limitarlos y saber exactamente dónde se inicia el problema

La metodología usada para la realización de la experimentación es la siguiente:

- Revisión bibliográfica y documental
- Elaboración de la hipótesis y formulación de los objetivos
- Diseño de los instrumentos y pruebas de ensayo
- Aplicación de los instrumentos de ensayo
- Análisis de los resultados
- Conclusiones y recomendaciones.

A tal efecto, se realizara un análisis en CFD del cuerpo del cohete y de las aletas del mismo.

Posteriormente se realizara un análisis de vibraciones tanto del cuerpo del cohete como de las aletas plegables estabilizadoras. A fin de verificar su frecuencia natural de vibración.

Se tiene pensado la verificación de capacidad de rotación del cohete, sobre su propio cuerpo, a fin de verificar la trayectoria balística del mismo.

CRONOGRAMA DE ACTIVIDADES DE INVESTIGACION Y METODOLOGICAS

ACTIVIDADES	oct-13	nov-13	dic-13	ene-14	feb-14	mar-14	abr-14	may-14	jun-14	jul-14	ago-14	sep-14
IDEA												
INTRODUCCION												
REVISION HISTORICA Y ANTECEDENTES												
REVISION BIBLIOGRAFICA												
ELABORACION DE HIPOTESIS												
PLANTEAMIENTO DE OBJETIVOS												
JUSTIFICACION												
NOVEDAD												
FACTIBILIDAD												
LIMITACIONES												
METODOLOGIA												
DESARROLLO DE LA INVESTIGACION												

Tabla 1.1.- Cronograma de Actividades de Investigación y Metodológicas

CAPITULO 2

TEORÍA FUNDAMENTAL DE COHETES

2.1.- Definiciones básicas

Para comprender como se realiza el diseño de un cohete es importante, saber los principios físicos e históricos dentro del ámbito de los cohetes. En términos generales un cohete es cualquier dispositivo propulsado a reacción por la expulsión de los gases generados en una cámara de combustión. Dado que el combustible propulsor contiene carburante y un oxidante, el cohete puede propulsarse con independencia de su entorno, al contrario que otros motores a reacción, que utilizan el oxígeno presente en la atmosfera para quemar el carburante que transportan. El motor de un cohete, por lo tanto, es auto contenido y resulta el único adecuado para propulsar vuelos dirigidos al espacio exterior.

La forma para propulsar un cohete se basa en la tercera ley de la mecánica de Isaac Newton. Esta ley afirma que para cada acción existe una reacción de la misma intensidad y dirección opuesta. Puede entender el principio de funcionamiento del motor de un cohete se piensa en el ejemplo de un recinto cerrado lleno de un gas comprimido. Dentro del recinto, el gas ejerce una misma presión sobre todos los puntos de las paredes, pero si se hace un agujero en la parte inferior del recinto, el gas escapa por él y la presión que el gas ejerce sobre

la parte de arriba (opuesta) ya no se ve contrarrestada por la de abajo. Entonces, la presión interna del gas empuja el recinto hacia arriba como reacción al chorro de aire que se escapa por debajo. La cantidad de empuje que desarrolla un motor cohete, depende sobre todo, de dos factores: la velocidad a la que los gases abandonan la cámara de combustión y la masa de los gases que quedan en el interior.

2.1.1.- Clasificación

Los motores de los cohetes o simplemente los rockets pueden ser clasificados de la siguiente manera [26]:

A. En base al tipo energía básica utilizada

- A.1 Cohetes químicos
- A.2 Cohetes solares
- A.3 Cohetes nucleares
- A.4 Cohetes eléctricos

B. En base al propelente utilizado

- B.1 Cohetes de propelente líquido
- B.2 Cohetes de propelente sólido
- B.3 Cohetes de propelente híbrido

C. En base a su aplicación

- C.1 Cohetes espaciales
- C.2 Cohetes militares (misiles)
- C.3 Cohetes de propelente híbrido
- C.4 Propulsión de aeronaves, turbo-cohetes, ramjet
- C.5 Cohetes de refuerzo
- C.6 Cohete sustentador
- C.7 Retro cohetes

D. En base al número de etapas

- D.1 Cohete de una solo etapa
- D.2 Cohete de múltiples etapas

E. En base al tamaño y alcance

- E.1 Cohetes pequeños de corto alcance
- E.2 Cohetes grandes de largo alcance

2.1.2.- Aplicaciones de los Cohetes

Los cohetes tienen diversas aplicaciones militares así como en tiempos de paz, y exploración del espacio, predicciones del tiempo, comunicaciones, propulsión de aeronaves e investigaciones científicas [26]. A continuación un sumario de estas aplicaciones:

- **Aeronaves:** Los cohetes pueden ser usados en las aeronaves como dispositivos de propulsión adicional. Aeronaves militares pueden despegar usando sus turbinas y motores convencionales, y pueden usar los cohetes adicionales para lograr altas tasas de ascenso, o durante un vuelo de crucero aumentar su velocidad a supersónica durante corto tiempo, a fin de intersectar algún blanco.
- **Militar:** Además de la bomba V-2, varios tipos de misiles y cabezas de guerra usan la propulsión por cohetes, usando ya sea combustibles líquidos, sólidos o ambos en muchos casos, ya sea para vuelos cortos o largos. Algunos de estos son los misiles superficie-aire (SAM), misiles superficie-superficie (SSM), o misiles aire-aire (AAM), los misiles balísticos intercontinentales (ICBM) y los misiles guiados (GAM). Misiles pequeños de corto alcance son propulsados por motores de cohetes de combustible sólido. Se elevan más rápido a través de la atmósfera inferior. Grandes y largos misiles de alcance hasta hace poco han estado utilizando motores cohete con propelente líquido; estos son los misiles balísticos tales como

los misiles balísticos intercontinentales y IRBM, que se elevan a velocidades relativamente bajas y el desgaste tiene lugar en altitudes mucho más altas. Los misiles balísticos inter continentales pueden viajar una distancia máxima de aproximadamente una cuarta parte de la circunferencia de la tierra. Los misiles globales en órbita se pueden utilizar para alcanzar un objetivo en cualquier parte de la tierra en poco tiempo.

- **Espacial:** La propulsión de cohetes ha sido un trampolín para los lanzamientos espaciales y viajes espaciales. De igual manera, los cohetes de etapas múltiples, con propelentes sólidos y líquidos se han usado para propulsar vehículos espaciales. Todos los vehículos espaciales o satélites tienen que pasar a través de la atmósfera superando fuerzas debidas a la fricción y la gravedad. Para evitar pérdidas muy elevadas de arrastre y evitar temperaturas excesivas en la piel de los vehículos espaciales se elevan a un ritmo más lento a través de la atmósfera. La primera etapa quita todo el sistema de cohetes - vehículo: por lo tanto, es la etapa más potencia plena. Se puede emplear ya sea un gran cohete de propelente líquido o un número de cohetes más pequeños que operan simultáneamente en paralelo. La última etapa o el sustentador es generalmente el más pequeño. El empuje necesario para la propulsión a lo largo de la trayectoria planetaria entre es mucho más pequeño. Cohetes pequeños se pueden utilizar para operaciones menores como de corrección de trayectoria, control de actitud y separación de la etapa. Retro- cohetes son pequeños cohetes disparados en la dirección del movimiento del vehículo espacial para lograr el frenado o desaceleración. Un sistema del vehículo espacial puede tener un máximo de 50 a 100 cohetes grandes y pequeños. Existen varios tipos de naves espaciales que son propulsados por cohetes, tales como satélites terrestres, satélites lunares, satélites interplanetarios, tripulados y no tripulados.

- **Científico:** Uno de los grandes beneficios de los cohetes, ha sido en la exploración científica de la superficie y el ambiente de varios planetas. Los cohetes han lanzado naves espaciales para recolectar información científica sobre la capa superiores de la atmosfera terrestre, el espacio exterior y otros planetas. Además del aterrizaje en la luna, los cohetes han sido empleados para colocar satélites en la órbita de Marte, Venus y Júpiter. Sofisticada instrumentación ha proporcionado información muy valiosa de la topografía y la geología de estos planetas. Los cohetes han estudiado la presencia de nuevos materiales y agua, datos del suelo, así como la calidad y resistencia requerida para posibles aterrizajes, la colocación de estructuras y vehículos diseñados para la investigación y exploración de la superficie. Vehículos espaciales en órbita puede llevar sondas para la medición de la presión de la temperatura y la densidad. Varios otros son importantes para la recolección de datos y el estudio son las características físicas de la atmósfera cerca de la superficie del planeta, su composición química, campo magnético, los patrones de viento, etc.

2.2.- Partes del Cohete

2.2.1.- Cono de Nariz

El cono es la parte delantera del cohete, que penetra en el volumen de aire y distribuye a su alrededor el flujo de aire y permite que transite de forma laminar y sin turbulencias al cuerpo principal del cohete durante el vuelo. Por este motivo, este componente debe tener una forma lo más aerodinámica posible. Sobre esta parte del cohete, intervienen activamente las fuerzas aerodinámicas de arrastre que afectan al buen desarrollo del vuelo. El cono, es un elemento del cohete, que puede tener diversas formas y/o tamaños. Básicamente, y en función de su forma geométrica.



Figura 2.1.- La forma de la nariz tiene un impacto significativo en la altura o distancia que puede alcanzar.

2.2.2.- Cuerpo del Cohete

El cuerpo de un cohete, básicamente consiste en un cilindro de una determinada longitud y diámetro, donde se alojan todos los sistemas del cohete. Para el cuerpo hay básicamente dos tipos de resistencia aerodinámica que actúan en contra de ella: fricción superficial y la resistencia del área de sección del cuerpo del cohete. La fuerza de arrastre la superficie puede ser reducido al contar con una superficie lisa y acabado en el tubo de cuerpo. El arrastre del área del cuerpo se puede reducir significativamente mediante la aplicación de una curvatura de la cola, o la transición a la parte inferior del cohete.

2.2.3.- Las aletas

Cuando un viento cruzado realiza un modelo de cohete en su vuelo hacia arriba es que las aletas que proporcione la fuerza para corregirlo. Es importante tener las aletas lo suficientemente grandes para esta corrección y lo suficientemente pequeño como para que no proporcionan un peso excesivo al cohete. Por simplicidad de fabricación y del modelo usado en este trabajo solo se consideraron tres aletas, sin embargo queda abierta la posibilidad de explorar a futuro como afecta el rendimiento y estabilidad aerodinámica con un número mayor de aletas. El ángulo en el que las aletas se cruzan con el cuerpo, en cero

(perpendicular al cuerpo). Las aletas no proporcionan sustentación y tienen muy poca resistencia

El movimiento de cualquier objeto naturalmente inestable es muy difícil de predecir en términos de modelos matemáticos o de simulación. Las aletas son necesarias para el control de un cohete en la atmósfera antes de que alcance el espacio. Sabemos que hay alas de los aviones, pero por lo general hay pequeñas aletas en la cola también.

Sistemas de control de estabilidad y la construcción de un motor de cohete eficiente es sólo una parte del problema en la producción de un cohete exitoso. El cohete también debe ser estable en vuelo. Un cohete estable es aquella que va en una dirección suave y uniforme. Un cohete sin aletas vuela inestable a lo largo de una trayectoria errática, a veces caer o puede cambiar de dirección. Los cohetes inestables son peligrosos, ya que no es posible predecir donde van a ir. Inclusive se pueden invertir y de repente regresar directamente a la plataforma de lanzamiento.

Las alas (perfiles alares) sólo proporcionan sustentación perpendicular al movimiento de un objeto, y crean arrastre, que es aceptable para los aviones volando horizontalmente. Los cohetes, sin embargo, están tratando de llegar al espacio, y la forma más eficaz de hacerlo es ir directamente con la menor fricción posible. Los cohetes no necesitan elevación de las alas. En lugar consiguen toda su sustentación de empuje del motor. Las aletas más pequeñas ayudan a proporcionar el control necesario que un cohete necesita inmediatamente después de despegar (o lanzamiento).

Si un objeto con las alas tiene un empuje constante (como un avión), que puede permanecer en el aire por más tiempo. El empuje adicional contrarresta la resistencia y mantiene las alas generando ascenso. Al principio parece mejor que un cohete con aletas, pero el ala crea mucha fricción, sin embargo, sin el empuje extra para compensar, se pierde todo el movimiento hacia adelante, lo que reduce la sustentación y la gravedad tira hacia abajo rápidamente. Las aletas pequeñas

no generan ascenso, pero más que compensar por ello al no añadir mucho peso o resistencia.

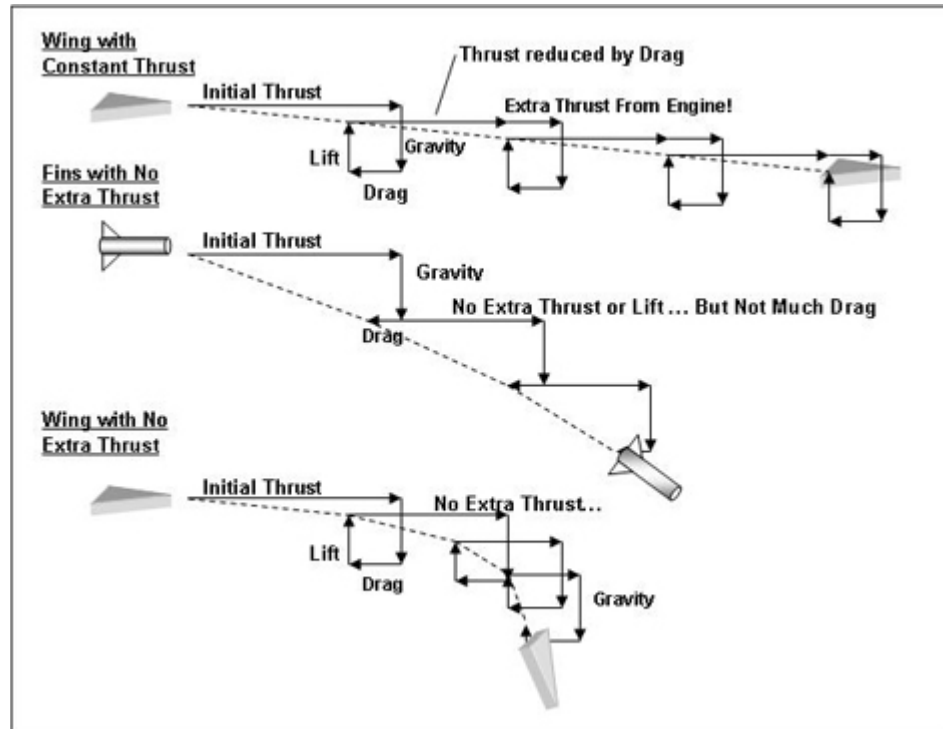


Figura 2.2.-. La comparación entre una aleta y un ala. [4]

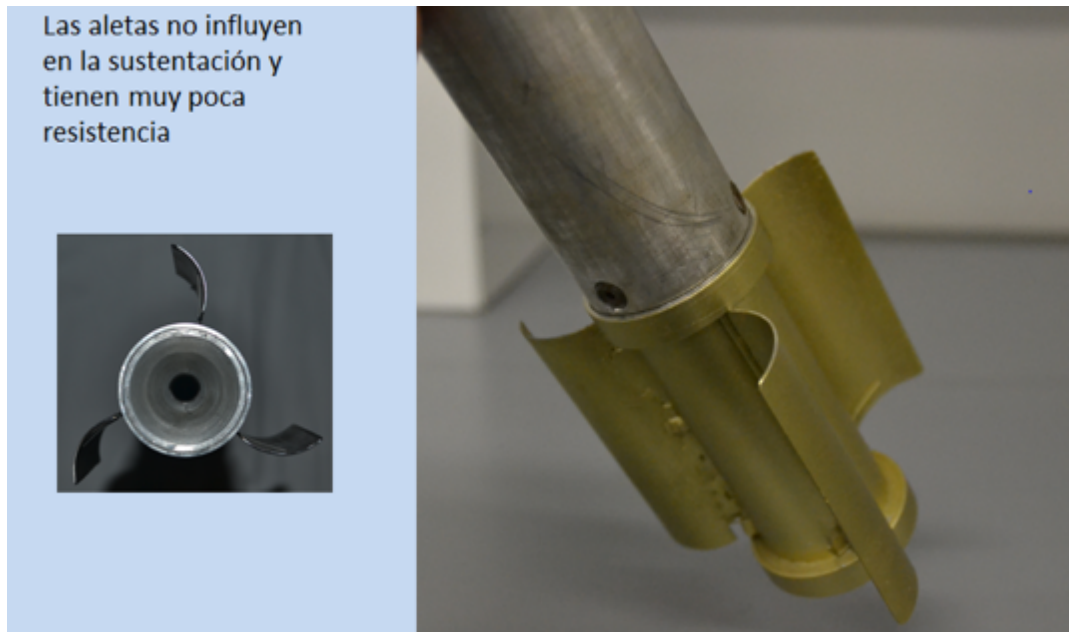


Figure 2.3.-. Las Aletas plegables no influyen en la sustentación y tienen poca resistencia.

2.2.4.- Motor Cohete

Los cohetes se mueven mediante la expulsión de masa (acción) en una dirección para mover el cohete en la dirección opuesta (de reacción). Esto se conoce como una fuerza de empuje y es descrito por tercera ley del movimiento de Newton.

Con los cohetes químicos, tales como las que se ven en el transbordador espacial, la acción es la expulsión de gas propulsor caliente del motor. Esto provoca el movimiento del cohete, una reacción, como los cohetes se mueven en la dirección opuesta. Para habilitar un cohete para despegar de la plataforma de lanzamiento, la acción - o empuje - desde el motor debe ser mayor que la fuerza de la aceleración hacia abajo de la gravedad sobre la masa del cohete.

Debido a que es un gas, el aire puede ser comprimido. Los dispositivos denominados compresores de aire usan una bomba para empujar el aire en un recipiente rígido, almacenar una enorme cantidad de aire en un espacio pequeño

a muy alta presión. La bomba utiliza una gran fuerza para comprimir el aire. Cuando el aire es liberado del contenedor, por lo general, sopla muy fuerte y muy rápido (como ejemplo, cuando el usuario de un compresor lo usa para llenar los neumáticos de bicicleta o de un coche). Cuando el aire se mueve relativamente lento (~ 200 millas por hora o menos) a través de un tubo que está disminuyendo de diámetro, que en realidad no se comprime. En estas condiciones, no hay suficiente fuerza en el aire para hacer que se aprieten. En su lugar, el aire se acelera. Esto es lo que sucede cuando se abre una puerta a su casa o un edificio. Si se encuentra de pie junto a la puerta interior de la casa / edificio, se siente una brisa ya que el aire se acelera a medida que avanza a través de la puerta. Otro ejemplo es el agua que fluye a través de una manguera de jardín. Si coloca el pulgar sobre el extremo de la manguera para bloquear parcialmente el agua de salida, la velocidad del agua hacia fuera es mucho más rápida que si se deja fluir sin obstrucción. No hay ningún lugar para que el agua se vaya, por lo que su única opción es acelerar.

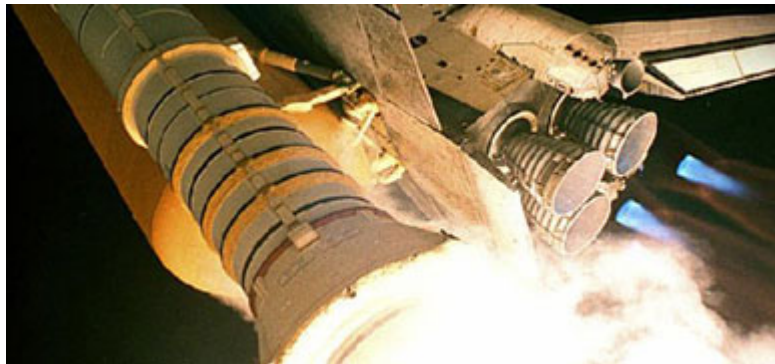


Figure 2.4.- Toberas del Transbordador Espacial. [27]

Los cohetes suelen viajar más rápido que la velocidad del sonido y que los cambios cómo el aire se comporta de una boquilla. Una vez que el aire se mueve más rápido que la velocidad del sonido, se comporta de manera diferente a lo que estamos acostumbrados a vivir en la Tierra.

Un motor de cohete utiliza una boquilla para acelerar el escape caliente para producir empuje. La cantidad de empuje producido por el motor depende de la tasa de flujo másico a través del motor, la velocidad de salida del flujo, y la presión a la salida del motor. El valor de estas tres variables de flujo se determina sobre todo el diseño de la boquilla del cohete.

Una boquilla es un dispositivo relativamente sencillo, basta con un tubo de forma especial a través del cual el flujo de gases calientes es expulsado. Los cohetes utilizan típicamente una sección convergente fija seguida de una sección divergente fija para el diseño de la boquilla. Esta configuración de la boquilla se llama convergente-divergente, o CD, boquilla. En una tobera de cohete de CD, los gases de escape caliente sale de la cámara de combustión y converge hacia abajo a la superficie mínima, o en la garganta, de la boquilla. El tamaño de la garganta es elegido para estrangular el flujo y ajustar la velocidad de flujo de masa a través del sistema. El flujo en la garganta es sónico que significa que el número de Mach es igual a uno en la garganta. Aguas abajo de la garganta, los diverge geometría y el flujo se isotrópicamente expandido a un número de Mach supersónicos que depende de la relación del área de la salida de la garganta. La expansión de un flujo supersónico hace que la presión estática y la temperatura a disminuir desde la garganta hasta la salida, por lo que la cantidad de la expansión también determina la presión de salida y la temperatura. La temperatura de salida determina la velocidad de salida del sonido, que determina la velocidad de salida. La velocidad de salida, la presión, y el flujo de masa a través de la boquilla determina la cantidad de empuje producido por la boquilla.

2.2.5.- Cámara de Combustión

La conjunción de la cámara de combustión con la tobera proporciona el sistema de propulsión que convierte la energía térmica en energía cinética, por la expulsión a gran velocidad de los gases que se originan por la combustión a través de la tobera de escape.

En la cámara de combustión los propelentes reaccionan químicamente (combustión) para formar gases calientes que luego se aceleran y son arrojados a alta velocidad a través de una tobera, provocando esto, un momento en el cohete. El momento es el producto de la masa y velocidad, la fuerza del empuje de un motor cohete es la reacción experimentada por la estructura del motor debida a la eyección de materia a alta velocidad. Un motor cohete típico, consiste en la cámara de combustión y la tobera de escape. La cámara de combustión es donde se realiza propiamente el quemado o combustión del propelente en un ambiente de alta presión.

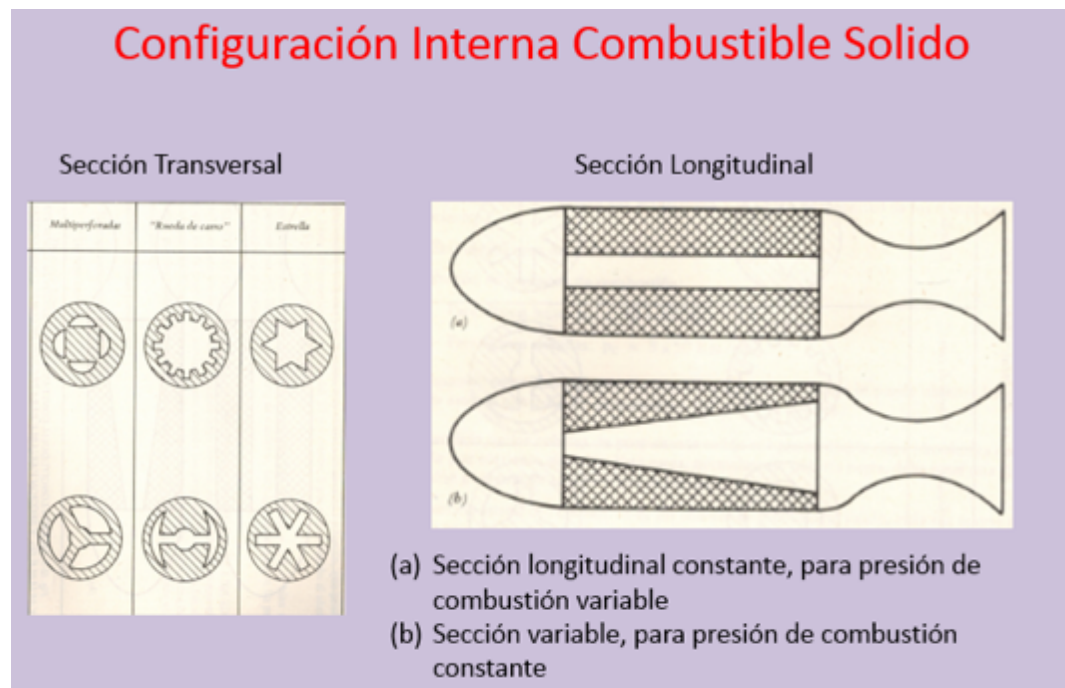


Figura 2.5.- Configuración Interna de combustible sólido. [28]

CAMARA DE COMBUSTION

3ra Ley de Newton: A toda acción de una fuerza, hay una reacción igual magnitud y dirección, pero sentido contrario.

$$E = - F$$

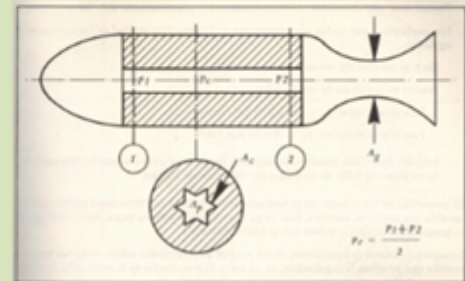
$$Ft = m (V_s - V_e)$$

Sin embargo, $\frac{V_s - V_e}{t} = a$ (aceleración)

Entonces

$$E = m \frac{(V_s - V_e)}{t} = \dot{m} (V_s - V_e) = \frac{G}{g} (V_s - V_e)$$

$$E = \frac{G}{t} (V_s - V_e)$$



Proceso de combustión

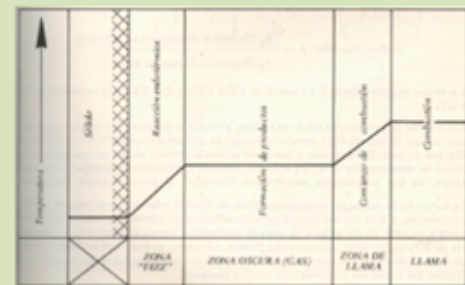
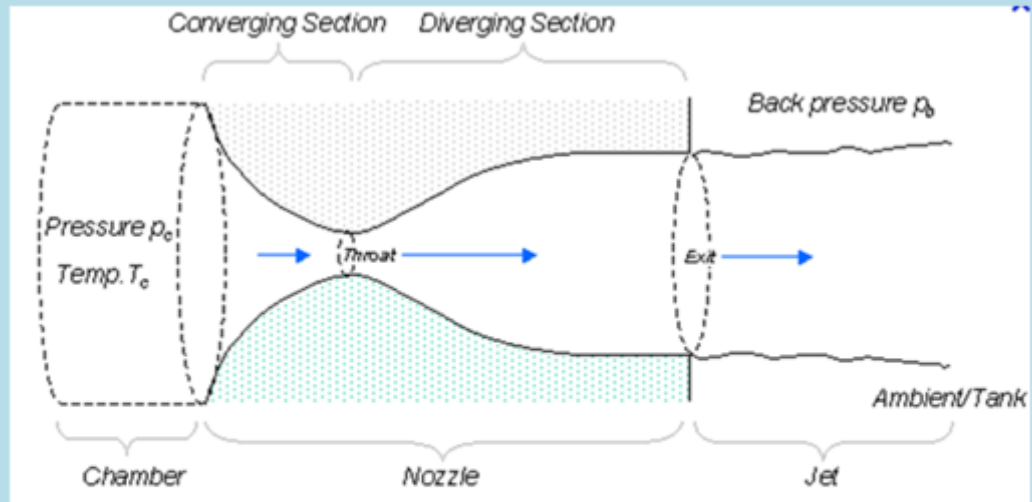


Figura 2.6.- Efecto de 3ra Ley de Newton [28]

2.2.6.- La Tobera de Escape

El propósito de la tobera es para aumentar la aceleración de los gases a medida que salen del cohete y la energía cinética de un fluido debido a una caída de presión en la dirección contraria a la de trayectoria del cohete, para de ese modo maximizar el empuje. Lo hace mediante la reducción de la abertura por la que los gases pueden escapar. El punto importante sobre la boquilla es que el tamaño de la abertura puede ser variada.

TOBERA DE ESCAPE



La tobera es un dispositivo que se utiliza para aumentar la velocidad y la energía cinética de un fluido debido a una caída de presión en la dirección contraria a la de trayectoria del cohete



Figura 2.7.- La tobera de Escape

2.3.- Aerodinámica y fuerzas sobre el cohete

“Cuando un cohete entra en movimiento debido a que el empuje es mayor que su peso, se originan dos fuerzas aerodinámicas, la resistencia al avance y el levantamiento” [29]

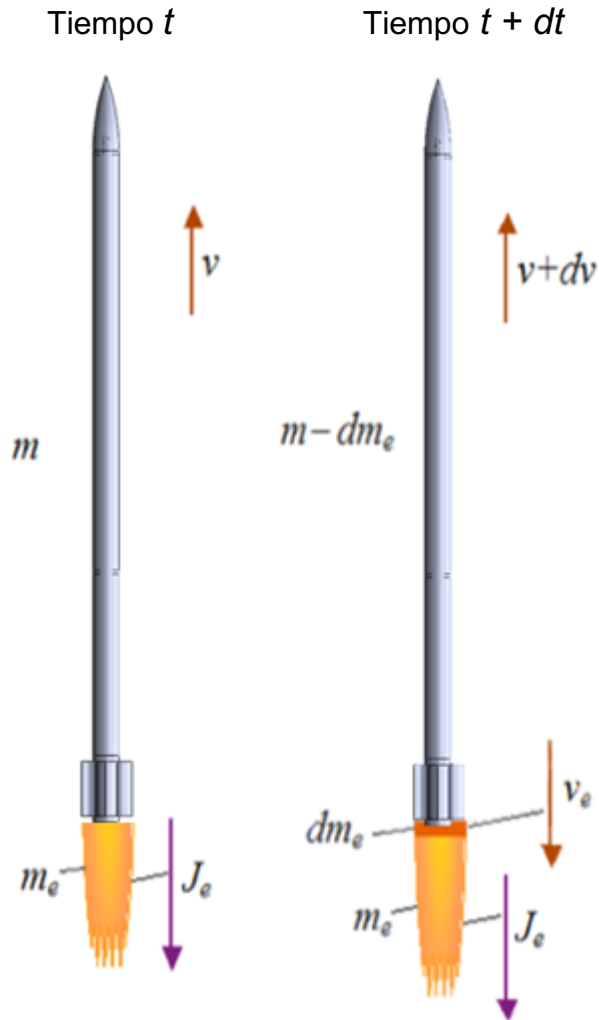


Figura 2.8.- Fuerzas Aerodinámicas durante la derivación de velocidad en vuelo propulsado.

Las fuerzas que actúan sobre un cohete cambia dramáticamente durante un vuelo típico. La figura 2.8 muestra una derivación de la variación de la velocidad durante el vuelo propulsado, mientras que representa el cambio de la masa del cohete. Durante el vuelo del cohete el propelente se agota a través de la boquilla de forma constante. Como resultado, el peso del cohete está cambiando constantemente. Para fines de simplificar el análisis de un sistema que no conserva su masa constante, se despreciarán los efectos de la sustentación aerodinámica y el arrastre, teniéndose la siguiente relación:

Comenzando con la segunda ley de Newton del movimiento,

$$d(Mu) / dt = F_{neta} \quad (2.1)$$

donde M es la masa del cohete, u es la velocidad del cohete, F_{neta} es la fuerza externa neta en el cohete y el símbolo d / dt denota que esta es una ecuación diferencial en el tiempo t . La única fuerza externa que vamos a tener en cuenta es la idea central del sistema de propulsión.

El impulso específico, está dado por la ecuación de impulso está dado por:

$$F = \dot{m} * V_{eq} \quad (2.2)$$

donde \dot{m} es la tasa de flujo de masa, y V_{eq} es la velocidad de salida equivalente de la boquilla que se define como :

$$V_{eq} = V + exit (salida p - p_o) * A_{exit} / \dot{m} \quad (2.3)$$

donde la salida V es la velocidad de salida, salida p es la presión de salida, p_o es la presión de la corriente libre, y una salida es el área de salida de la boquilla.

V_{eq} también está relacionado con el impulso específico I_{sp} :

$$V_{eq} = I_{sp} * g \quad (2.4)$$

donde g es la constante de gravitación, \dot{m} punto es la tasa de flujo de masa y es igual al cambio en la masa de los propulsores p_f a bordo del cohete :

$$\frac{\dot{m}}{m_p} = \frac{d}{dt} \quad (2.5)$$

Sustituyendo la expresión de la idea central en la ecuación de movimiento se obtiene:

$$d \frac{(Mu)}{dt} = V * eq \frac{dmp}{dt} \quad (2.6)$$

$$d (Mu) = Veq dm \quad (2.7)$$

Expandiendo el lado izquierdo de la ecuación:

$$M du + u dM = Veq d mp \quad (2.8)$$

En la condición del cohete en movimiento, entonces el valor de u es cero:

$$M du = Veq d mp \quad (2.9)$$

Ahora bien, teniendo en cuenta la masa instantánea del cohete M , la masa se compone de dos partes principales, la masa en vacío a mí y al mp masa propulsor. La masa en vacío no cambia con el tiempo, pero la masa de propelentes a bordo del cohete no cambia con el tiempo:

$$M (t) = Me + MP (t) \quad (2.10)$$

Inicialmente, la masa total del cohete mf contiene la masa en vacío y todo el propelente a despegar. Al final de la combustión, la masa del cohete contiene sólo la masa en vacío:

$$\text{Inicial } M = mf = Me + mp \quad (2.11)$$

$$\text{Definitiva } M = me \quad (2.12)$$

El cambio en la masa del cohete es igual al cambio en la masa del propulsor, que es negativo, ya que la masa propelente está siendo constantemente expulsado fuera de la boquilla:

$$dM = - d mp \quad (2.13)$$

Sustituyendo esta relación en la ecuación de movimiento:

$$M du = - Veq dM \quad (2.14)$$

$$du = - Veq \frac{dM}{M} \quad (2.15)$$

Ahora al integrar la ecuación, queda:

$$\Delta U = - Veq \ln (M) \quad (2.16)$$

ΔU representa el cambio en la velocidad, y \ln es el símbolo de la función logarítmica natural. Los límites de integración son a partir de la masa inicial del cohete a la masa final del cohete. Sustituyendo estos valores se obtiene:

$$\Delta U = Veq \ln (m_f / m_e) \quad (2.17)$$

Esta ecuación se llama la ecuación ideal de cohete. Hay varias formas adicionales de esta ecuación que enumeramos aquí: Usando la definición de la relación de masa propelente MR

$$MR = m_f / m_e \quad (2.18)$$

$$\Delta U = Veq * \ln (MR) \quad (2.19)$$

o en términos del impulso específico del motor :

$$\Delta U = I_{sp} * g_0 * \ln (MR) \quad (2.20)$$

Si tenemos una ΔU deseada para una maniobra, podemos invertir esta ecuación para determinar la cantidad de propelente requerido:

$$MR = \exp (\Delta U / (I_{sp} * g_0)) \quad (2.21)$$

donde \exp es la función exponencial.

Si se incluyen los efectos de la gravedad, la ecuación del cohete se convierte en:

$$\Delta U = V_{eq} \ln (MR) - g_0 * t_b \quad (2.22)$$

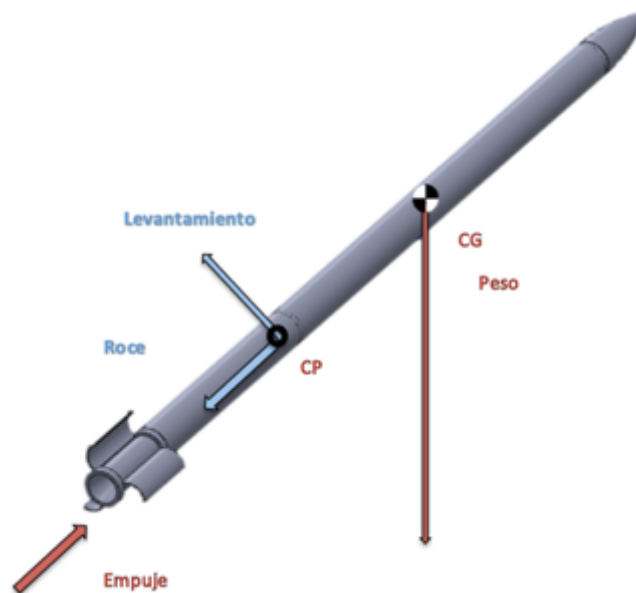


Figura 2.9.- Fuerzas sobre el cuerpo del cohete

Un modelo de cohete se compone de 3 partes principales, el cono de la nariz, el tubo del cuerpo y las aletas. Cada uno de estos componentes contribuye a la resistencia aerodinámica del cohete. La descomposición del modelo de cohete en sus componentes básicos y abalizar la resistencia de cada componente es un buen método de tomar en cuenta las resistencias aerodinámicas. La resistencia aerodinámica general en el cohete se puede expresar como tal:

$$Drag\ Total = D_{NC} + D_{BT} + D_F \quad (2.23)$$

Donde D_{NC} es el arrastre del cono de la nariz, D_{BT} es el arrastre del tubo del cuerpo y D_F es la resistencia de las aletas. Vamos a pasar por alto la resistencia creada desde el terminal de puesta en marcha para los fines de este artículo.

Los cohetes realmente funcionan mejor en el espacio de lo que hacen en el aire. Mientras que en la atmósfera de la Tierra, un cohete se mueve más lento debido al aire circundante. Este fenómeno, llamado arrastre, es debido a la resistencia del aire. La resistencia del aire se puede demostrar utilizando un trozo de papel. Teniendo un pedazo de papel sobre el suelo y se deja caer el papel, este caerá como flotando hasta el suelo. Sin embargo, si arrugar la misma hoja de papel y dejarlo caer, cae al suelo con mucha más rapidez. El papel arrugado experimenta menos fricción, ya que tiene un área superficial más pequeña. En otras palabras, el aire no tenía tan grande de un área para resistir el movimiento de la caída de papel. En el momento en que los cohetes llegan al espacio, ya no hay ningún aire que aminore su velocidad puesto que no hay resistencia del aire en el espacio.

2.3.1.- Centro de Gravedad y Centro de Presiones

El centro de gravedad es una propiedad geométrica de cualquier objeto. El centro de gravedad es la ubicación promedio del peso de un objeto. Podemos

describir completamente el movimiento de cualquier objeto a través del espacio en términos de la traducción del centro de gravedad del objeto de un lugar a otro, y la rotación del objeto alrededor de su centro de gravedad si está libre para girar. En vuelo, cohetes giran alrededor de sus centros de gravedad.

La determinación del centro de gravedad es muy importante para cualquier objeto volador. La determinación del centro de gravedad (CG) es un procedimiento complicado porque la masa (y el peso) no puede ser distribuida de manera uniforme en todo el objeto. El caso general requiere el uso del cálculo que se discutirá más adelante. Si la masa se distribuye de manera uniforme, el problema se simplifica en gran medida. Si el objeto tiene una línea (o plano) de la simetría, el centro de gravedad se encuentra en el eje de simetría. Para un bloque sólido de material uniforme, el centro de gravedad es simplemente en la ubicación promedio de las dimensiones físicas.

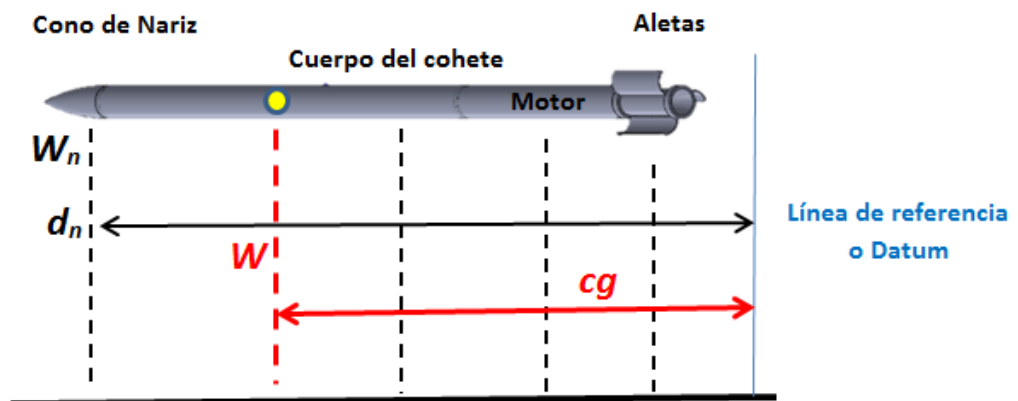


Figura 2.10.- Determinación del Centro de Gravedad

Cada componente tiene un determinado peso W_i y está localizado a una distancia d_i , desde una línea de referencia.

La distancia del C.G. del peso W , es igual a la distancia de la sumatoria de las distancias por el peso de sus componentes.

$$C.G. = W_1*d_1 + W_2*d_2 + W_3*d_3 + W_4*d_4 + W_n*d_n \quad (2.24)$$

En la figura 2.10, se muestra el peso y la distancia del cono de la nariz de la línea de referencia. A la misma distancia se puede determinar para cada componente en relación con la línea de referencia. ¿Cómo podemos determinar la distancia d ? Usando el cono de la nariz como un ejemplo, la "distancia" de la nariz d_n es la distancia de la CG de la nariz con relación a la línea de referencia. Por lo tanto tenemos que ser capaz de calcular o determinar el CG del cono de la nariz y cada uno de los otros componentes de cohetes. Para algunas formas simples, encontrar el CG, o la ubicación promedio del peso, es bastante simple. Por ejemplo, cuando se ve perpendicular al eje, el tubo del cuerpo es rectangular. El cg está en el eje, a medio camino entre los planos finales. Para otras formas, al igual que el cono de la nariz, la determinación de la CG del componente no es tan simple. Hay una técnica para la determinación del CG de cualquier forma general, y los detalles de esta técnica se dan más adelante.

Desde que los cohetes vuelan por el aire, otro punto importante se debe considerar, además de centro del cohete de gravedad (CG): el centro de presión (CP). El CP es diferente de la CG en que es el punto sobre el que el área de superficie del cohete está equilibrada por igual en ambos lados, no el peso. Para un cohete estable, la CP debe estar detrás del CG - lo que significa que si el cohete se señaló arriba, la CP debe estar por debajo del CG. Esto se puede lograr ya sea por la adición de aletas cerca de la parte trasera del cohete (lo que aumenta el área de superficie en la parte de atrás y moviendo así la parte posterior CP) o la adición de masa cerca de la parte frontal del cohete (que se mueve el centro de gravedad más hacia arriba la parte superior). Sin embargo, si el centro de

gravidad y el centro de presión se encuentran en el mismo lugar, el objeto gira al azar en cualquier dirección en cualquier momento. Ingenieros siempre deben decidir dónde deben estar situados estos dos puntos en el cohete, y en relación el uno al otro, para un mejor diseño del mejor cohete posible.

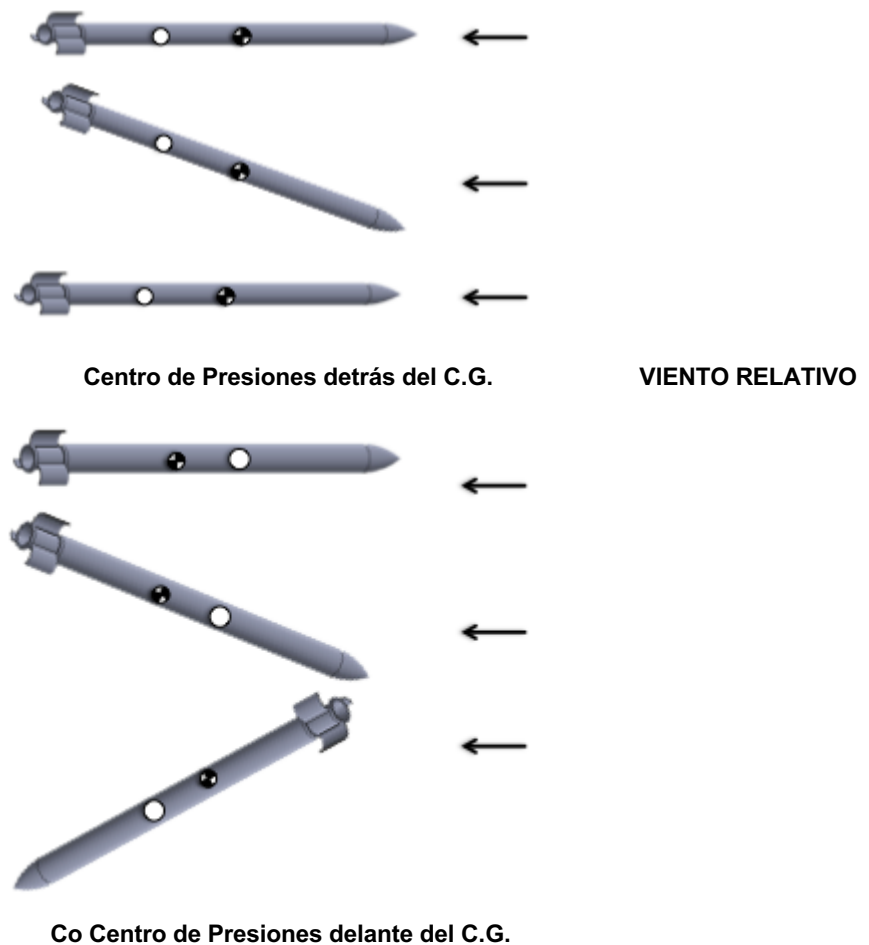


Figura 2.11.- Como el centro de gravedad afecta la estabilidad de un cohete.

2.4.- Propulsión de Cohetes

Los cohetes se pueden dividir en dos tipos: los de carburante o combustible sólido, en la mayoría de los cohetes balísticos, y los de combustible líquido, como

los impulsores de los cohetes espaciales. En ambos casos se llaman motor a la cámara de combustión donde se quema el combustible.

La palabra propelente no significa simplemente combustible, como se podría pensar, sino que significa el combustible y el oxidante. El combustible es el que los cohetes químicos arden pero, para quemar a tener lugar, un oxidante (oxígeno) debe estar presente. Los cohetes espaciales no tienen el performance que los aviones a reacción tienen, deben llevar oxígeno con ellos en el espacio, donde no hay aire [30].

El combustible sólido de un cohete, que se seca al tacto, contienen tanto el combustible y el oxidante se combinan juntos en la misma química. Por lo general, el combustible es una mezcla de compuestos de hidrógeno y de carbono y el oxidante se compone de compuestos oxigenados. Propelentes líquidos, que a menudo son los gases que han sido refrigerados hasta que se convierten en líquidos, se guardan en recipientes separados, uno para el combustible y el otro para el oxidante. Entonces, cuando el motor se activa, el combustible y el oxidante se mezclan entre sí en el motor.

Un cohete de combustible sólido tiene una forma muy simple de motor. Tiene una boquilla, un caso, el aislamiento, propelente, y un encendedor. El caso de que el motor es por lo general un metal relativamente delgado que está recubierto con aislante para mantener el propelente a través de la quema. El propelente en sí está embalado dentro de la capa de aislamiento.

Muchos motores de cohetes de combustible sólido cuentan con un núcleo hueco que se extiende a través del propulsor. Cohetes que no tienen el núcleo hueco debe ser encendidos en el extremo inferior de los propulsores y el producto se quema gradualmente desde un extremo del cohete al otro. En todos los casos. Sin embargo, para llegar más alto de empuje, se utiliza el núcleo hueco. Esto aumenta la superficie de los propulsores disponibles para la grabación. Los propelentes queman desde dentro hacia fuera a un ritmo mucho más alto, y los gases producidos escapan del motor a velocidades mucho más altas. Esto le da

un mayor empuje. Algunos núcleos propulsores son en forma de estrella para aumentar la superficie quema aún más.

El otro tipo principal del motor de cohete es el que utiliza combustibles líquidos. Se trata de un motor mucho más complicado, como lo demuestra el hecho de que los motores de cohetes de combustible sólido fueron utilizados por lo menos 700 años antes de que se probara con éxito el primer motor de combustible líquido. Propelentes líquidos tienen tanques de almacenamiento separadas - una para el combustible y uno para el oxidante. También tienen bombas, una cámara de combustión, y una boquilla.

El combustible de un cohete de propulsión líquida suele ser queroseno o hidrógeno líquido, el oxidante es usualmente oxígeno líquido. Ellos se combinan dentro de una cavidad llamada la cámara de combustión. Aquí los propelentes se queman y se acumulan altas temperaturas y presiones, y los escapes de gas en expansión a través de la boquilla en el extremo inferior. Para obtener el máximo de potencia de los propulsores, que deben mezclarse tan completamente como sea posible. Inyectores pequeños (boquillas) en el techo de la cámara de rociado y mezclar los propulsores en el mismo tiempo. Debido a que la cámara funciona bajo altas presiones, los propulsores deben ser forzados en el interior. Potentes bombas de turbina ligero entre los tanques de combustible y cámaras de combustión se encargan de este trabajo.

El empuje de un cohete se puede modelar a partir de una generalización de la segunda ley de Newton para incluir a la masa variable:

$$\mathbf{F} = \frac{d(m\mathbf{v})}{dt} = m \frac{d\mathbf{v}}{dt} + \mathbf{v} \frac{dm}{dt} \quad (2.25)$$

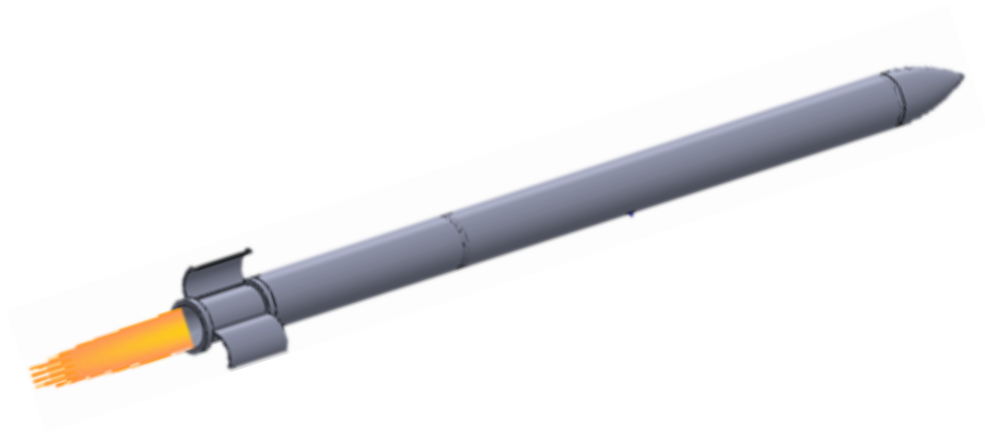


Figura 2.12.- Vista de Cohete

En el espacio vacío, esto nos llevaría a una velocidad de cohete

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_0 + u \ln \frac{M_i}{M_f} \quad (2.26)$$

y para un cohete lanzado desde la superficie de la Tierra, nos lleva a la expresión

$$\mathbf{v} = \mathbf{v}_0 + u \ln \frac{M_i}{M_f} - g t \quad (2.27)$$

a bajas latitudes, donde g se puede considerar constante.

El empuje del cohete, es el resultado de la eyección de material a alta velocidad y no requiere de ningún medio contra que "empujar" [29]. La conservación del momento dicta que, si cierto material es expulsado hacia atrás, el momento del resto del cohete debe aumentar, ya que un sistema aislado no puede cambiar su momento neto [30].

- uR = Fuerza de empuje del cohete

u = velocidad de los gases de escape relativo al cohete

$$R = \frac{\Delta M}{\Delta t}$$

2.5.- Trayectoria Balística

Balística es la ciencia que estudia el movimiento de los cuerpos pesados lanzados al espacio. Desde un punto de vista más acorde con el tema que nos ocupa, la definiríamos también como el estudio del movimiento y evolución de los proyectiles disparados por armas de fuego.

La balística es una disciplina científica compleja e íntimamente relacionada con otras ciencias como las matemáticas, la física y la química, especialmente en los aspectos de la termodinámica, la metalurgia, la aerodinámica, la óptica, y un largo etcétera, puesto que se ocupa de todos los fenómenos que relacionan el proyectil con el medio, desde el momento en que este, partiendo de una situación de inactividad o reposo, inicia su movimiento dentro del arma, donde adquiere la velocidad necesaria para impulsar su desplazamiento por el aire, hasta impactar con un cuerpo donde se introduce y al que cede la energía cinética, quedando nuevamente en reposo.

Este movimiento determina el que la balística quede dividida en tres partes fundamentales:

- **1 Balística interna.** Estudia los fenómenos que ocurren en el interior del arma desde que el fulminante es iniciado, deflagrando la pólvora cuyos gases producen la presión que impulsa el proyectil a través del cañón, con un movimiento de aceleración, hasta que abandona la boca de fuego.

- **2 Balística externa.** Realiza el estudio del proyectil en su vuelo a través del aire hasta llegar al blanco, cómo se realiza ese recorrido y qué fuerzas y circunstancias concurren en él.
- **3 Balística de efectos o terminal.** Se ocupa del comportamiento del proyectil al impactar y atravesar el material al que va destinado y sobre el que ha de actuar.

El estudio de la balística se centra en el estudio de las fuerzas, trayectorias, rotaciones y comportamientos diversos de los proyectiles en diferentes ambientes de empleo, además de la forma del proyectil, sustancias, temperaturas, presiones gaseosas, etc., situaciones que suceden en las diferentes fases del disparo, desplazamiento del proyectil a lo largo del ánima y salida al exterior, trayectoria e impacto. El estudio de la balística centrado en las armas de fuego es parte de los estudios forenses.

Durante el movimiento de rotación, el cuerpo del cohete gira sobre su eje longitudinal, debido a las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre las aletas.

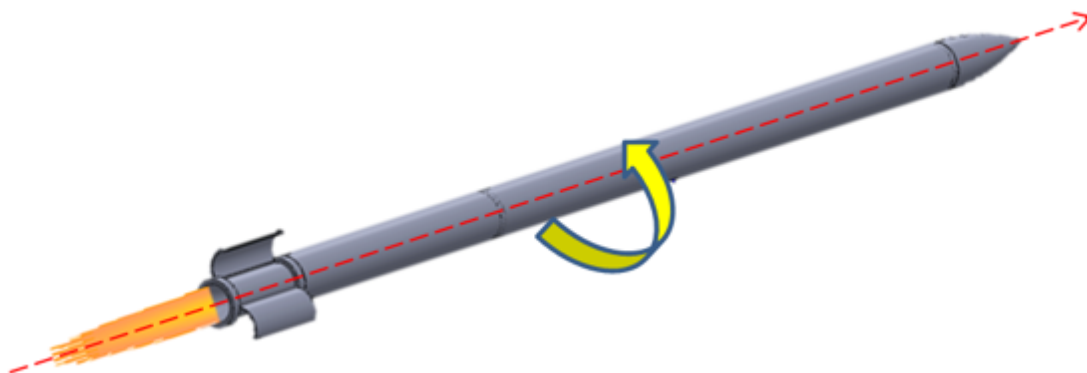


Figura 2.13.- Movimiento de rotación del cohete

2.5.1.- Balística externa

Es la que estudia el movimiento del proyectil desde que abandona el arma hasta que impacta en el blanco.

La Trayectoria balística es la trayectoria de vuelo que sigue un cuerpo sometido únicamente a su propia inercia interaccionando con la fuerza de la gravedad. La ciencia que estudia el fenómeno balístico en general se denomina Balística, dentro de esta ciencia la trayectoria balística se estudia dentro del campo de la balística exterior. La trayectoria balística con la sola fuerza de gravitación terrestre forma una parábola, pero la existencia de otras fuerzas en la realidad como puede ser: la fuerza de coriolis (efecto de la tierra rotando), la resistencia aerodinámica (atmósfera), la fuerza de sustentación, etc. hace que la trayectoria real sea algo diferente de una parábola. Algunos de los proyectiles se denominan a pesar de esta definición 'balísticos' haciendo hincapié que no existe propulsión nada más que en su fase inicial de lanzamiento ('rama caliente'), un ejemplo de ello son los Misiles balísticos que en su fase de caída carecen de autopropulsión.

En el estudio de esta rama de la balística, juegan una serie de conceptos importantes que definimos a continuación:

2.5.2.- Trayectoria

Se define como aquella línea imaginaria descrita por el centro de gravedad del proyectil durante su recorrido en el aire. El origen de la trayectoria se encuentra en el centro de la boca del arma, en el momento en que se efectúa el disparo. Por otro lado, se conoce como vértice de la trayectoria el punto más elevado de esta relación al horizonte del arma. Como ya se ha dicho, los proyectiles, en su vuelo, describen un movimiento elíptico. Pues bien, la primera parte de este movimiento, antes de llegar al vértice, es la rama ascendente de la trayectoria, comprendida entre el origen y el vértice. Por el contrario la rama descendente de la trayectoria se produce con el movimiento de caída de la bala, siendo la comprendida entre el

vértice y el punto de llegada o incidencia el cual, a su vez, puede definirse como el punto en que la rama descendente de la trayectoria encuentra el horizonte del arma. Finalmente, consideraríamos, dentro del estudio de las trayectorias, el concepto de tensión de la trayectoria, definido como el mayor o menor grado de curvatura de la trayectoria. Será tanto mayor la tensión, cuando menor sea la altura de tiro a igualdad de alcance. En otras palabras, la trayectoria es más tensa cuando más se aproxima a la línea recta.

2.6.- Aeroelasticidad y Vibraciones

Arthur Collar en 1947 definió la aeroelasticidad como "el estudio de la interacción mutua que ocurre dentro del triángulo de las fuerzas inerciales, elásticas y aerodinámicas actuando sobre miembros estructurales expuestos a una corriente de aire, y la influencia de este estudio en el diseño" [31]

Dentro de la Ingeniería Aeronáutica, la "Aeroelasticidad" ha constituido la agrupación de una serie de problemas de gran importancia dentro del diseño de aeronaves. Se podría definir la aeroelasticidad como la ciencia que estudia la interacción entre fuerzas aerodinámicas y elásticas, y la influencia de dicha interacción en el diseño de aeronaves.[32]

Carecería totalmente de sentido hablar de aeroelasticidad en aviones rígidos ya que no habría deformaciones importantes que afecten al estado de carga aerodinámica. Sin embargo las aeronaves no tienen ningún parecido a su cuerpo rígido, muy al contrario suelen ser considerablemente flexibles y toda carga aerodinámica da origen a deformaciones que pueden generar cargas aerodinámicas.

Las estructuras modernas de los aviones no son completamente rígidas y el fenómeno aeroelástico se presenta cuando las deformaciones estructurales inducen cambios en las fuerzas aerodinámicas. Las fuerzas aerodinámicas adicionales conllevan un incremento en las deformaciones estructurales, que a su

vez provocan fuerzas aerodinámicas mayores. Estas interacciones pueden volverse gradualmente más pequeñas hasta llegar a una condición de equilibrio, o pueden divergir catastróficamente.

Cargas aerodinámicas generan cargas elásticas, estas en deformaciones que a su vez pueden generar incrementos de cargas aerodinámicas y así sucesivamente. Si el proceso de interacción es convergente no hay problema. Si es divergente se incursionaría en la rotura estructural.

Realmente la palabra aeroelasticidad no representa con la debida amplitud del problema, ya que al parecer la interacción entre las cargas aerodinámicas y elásticas se incluirá movimiento y por lo tanto cabe la posibilidad de que aparezcan cargas inerciales. Es por esto que la aeroelasticidad se divide en:

- Aeroelasticidad-Estática: Estudia fenómenos en los que aparece interacción entre fuerzas aerodinámicas y elásticas.
- Aeroelasticidad-Dinámica: Estudia fenómenos en los que aparece interacción entre fuerzas aerodinámicas-elásticas e Inerciales.

La forma más interesante y sencilla de clasificar los fenómenos aeroelásticos es mediante el triángulo de COLLAR. En este triángulo los vértices se denotan A,E,I y la interacción será representada por líneas que las unan relativamente.

Interacción A-E ----- F.A.E.

- EEA ----- Estabilidad estática con efectos aeroelásticos
- LA ----- Distribución de sustentación con efectos aeroelásticos
- CA ----- Control con efectos aeroelásticos
- I ----- Inversión de mando

Interacion A-I

- ED ----- Estabilidad Dinámica

Interacción I-E

- V ----- Vibraciones libres del sistema

Interacción A-E-I

- F ----- Flutter: Inestabilidad dinámica que se presenta en una aeronave en vuelo
- B ----- Buffetting: Vibraciones transitorias que se presentan en cualquier elemento estructural a causa de impulsos producidos por la estela del ala, depósitos, nacelas, etc.
- Z ----- Respuesta dinámica. Respuesta transitoria de los componentes estructurales del avión a causa de la aplicación de ráfagas, aterrizaje, ametralladoras, etc.
- EDA ----- Estabilidad dinámica con efectos aeroelásticos



Figura 2.14.- Triangulo de COLLAR

2.7.- Vibración Autoexcitada debido al viento (Flutter)

Este tipo de excitación, es uno de los eventos más peligrosos que pueden ocurrir en vuelo es un fenómeno llamado “aleteo” [31]. Flutter es una vibración aerodinámica inducida, armónica pura auto excitada en los grados de libertad de flexión y torsión, que se producen fundamentalmente en la superficie de las alas, la cola o de control que puede dar lugar a un fallo estructural total en cuestión de segundos.

La Vibración Autoexcitada debido al viento (flameo o aleteo) es una vibración que surge sola, cuando las fuerzas aerodinámicas ejercidas sobre un objeto provocan un movimiento periódico natural. Este movimiento se retroalimenta en condiciones positivas. Mas vibración más movimiento y carga aerodinámica, cuanto más carga aerodinámica más movimiento y vibración. Es un fenómeno que ocurre dentro de cualquier fluido. Aunque Afecta a muchas estructuras (como los puentes), normalmente aparece en las alas de avión.

La predicción del aleteo no es una ciencia precisa y requiere la verificación de vuelo que revolotean no se produzcan dentro de la envolvente de vuelo normal. Las superficies aerodinámicas de un avión se construyen de manera que puedan soportar las cargas que se producen durante el vuelo. Por ejemplo, el ala debe ser capaz de soportar el peso del avión, así como la elevación adicional producida durante el giro de vuelo. La estructura del ala resultante puede ser vista como una cuchilla o resorte que se extiende desde el fuselaje. Un muelle de rígido vibrará a una frecuencia más alta que un resorte más flexible. Esta frecuencia se conoce como la “frecuencia natural”.

La Vibración Autoexcitada debido al viento (Flutter) se produce habitualmente en o cerca de la frecuencia natural de la estructura, es decir, una fuerza aerodinámica pequeño hará que la estructura a vibrar a su frecuencia natural. Si esta fuerza pequeña persiste en la misma frecuencia que la frecuencia natural de la estructura, una condición llamada “resonancia” se produce. Bajo una condición de resonancia, la amplitud de la vibración aumentará drásticamente en un tiempo muy corto y puede causar un fallo catastrófico de la estructura. [32]

Las fuerzas aerodinámicas que pueden inducir aleteo están relacionadas con la presión dinámica, o velocidad, del avión. Si las fuerzas que inducen Flutter están presentes, éstos aumentarán a medida que la velocidad se incrementa. Las

características de la Vibración Autoexcitada debido al viento (Flutter) pueden ser exploradas por “tocar” la superficie a velocidades progresivamente más rápidas, luego ver lo rápido que decaen las vibraciones. De esta manera aleteo potencial puede ser abordado de forma segura sin llegar a alcanzar la condición de resonancia.

El método para “tocar” la superficie varía. En algunos de los aviones un impulso de control agudo es suficiente para excitar la frecuencia natural de la superficie. En la mayoría de los casos un dispositivo especial aleteo excitación está instalado. Este dispositivo se utiliza ya sea una aleta aerodinámica o una masa desequilibrada que es impulsado hacia atrás y adelante a la frecuencia natural conocida de la superficie. El dispositivo se apaga repentinamente y las características naturales de amortiguación de la superficie vibrante se revelan.

Un modo de amortiguar la vibración autoexcitada debido al viento (Flutter) es instalar en la estructura un sistema diseñado para el caso, que genere oscilaciones contrarias a las auto-excitadas. Tal sistema ha de tener un tiempo de respuesta muy rápido. Por otra parte no se puede contar con los reflejos del piloto humano, pues las frecuencias de Flutter son muy altas y por tanto los periodos muy pequeños e inferiores al tiempo de respuesta del piloto.

La velocidad de Flutter o velocidad crítica, V_F , y la frecuencia de Flutter, W_F , se definen respectivamente como la velocidad y frecuencia más baja, a la cual una estructura volando a una cierta q y T , oscila armónicamente.

El vuelo de V_F representa, entonces, una frontera a una situación de indiferencia. A $V < V_F$ los pequeños movimientos son convergentes y a $V > V_F$ son divergentes.

2.8.- Sumario

En este capítulo, realizamos una revisión de los conceptos básicos de coherencia, en términos generales que un cohete es cualquier dispositivo propulsado a reacción por la expulsión de los gases generados en una cámara de combustión. Dado que el combustible propulsor contiene carburante y un oxidante, el cohete puede propulsarse con independencia de su entorno. También se revisó la clasificación y uso de los cohetes. Posteriormente se realizó una descripción de las diversas partes de que se compone un cohete, como el cono, el cuerpo del cohete, las aletas estabilizadoras, la cámara de combustión y la tobera de escape. Se hizo una revisión de la aerodinámica y las fuerzas que intervienen sobre el cuerpo del mismo, y como estas fuerzas intervienen en el vuelo y la trayectoria balística del mismo.

Finalmente se revisaron conceptos de aeroelasticidad y modos propios de vibración y el fenómeno del Flutter, una vibración aerodinámica inducida, armónica pura, auto excitada en los grados de libertad de flexión y torsión.

CAPITULO 3

Diseño y Simulación CFD

3.1.- Introducción

El análisis aerodinámico del cohete es fundamental para predecir el comportamiento en vuelo de dicha aeronave, se estiman velocidades subsónicas (0.3 y 0.5 Mach). Para dicho análisis es necesaria una herramienta computacional, por lo cual se optó por utilizar el paquete ANSYS para poder determinar el comportamiento aerodinámico del cohete a las velocidades mencionadas. En este cuarto capítulo se muestra el procedimiento realizado para elaborar el modelo CAD (Computer Aided Design) del prototipo, así el análisis a través de herramientas computacionales para analizar numéricamente la dinámica de fluidos a través de algoritmos de volúmenes finitos empleados por la técnica de CFD.

En este capítulo se determinara la factibilidad de la construcción del prototipo para los fines establecidos en los capítulos anteriores. Un cohete entra en movimiento según la Tercera Ley de Newton (acción reacción) al ser liberada rápidamente la presión de los gases de la cámara de combustión en un sentido lo cual provoca un empuje en sentido contrario con la misma fuerza (propulsión) en el cuerpo de cohete. Además de dichas fuerzas de acción y reacción (expulsión de los gases y propulsión respectivamente) existen fuerzas aerodinámicas y de gravedad actuando sobre el cuerpo del cohete, tales como el arrastre y el peso

que actúa directamente en el centro de gravedad, el cual varía de acuerdo al consumo del combustible, lo cual se considera un sistema dinámico de masa variable.

3.2.- Diseño

El objetivo de este capítulo es el Diseño y Análisis aerodinámico mediante CFD realizado al modelo propuesto, más concentradamente en las aletas del cohete, el cual se pretende será utilizado en un dispositivo múltiple de lanzamientos de cohetes aire-aire o aire-tierra, del cual se quieren obtener los campos de presiones, así como la presión máxima presente en la geometría de las aletas plegables y con ello determinando la factibilidad de su futuro desarrollo.

3.2.1 Métodos numéricos (CFD) (Volúmenes finitos)

Realizar un análisis numérico de la dinámica de los fluidos, mediante método computacional, nos ayudará a conocer de manera preliminar cuáles serán las condiciones de presiones, y velocidades a los que se verá sometido el cuerpo del cohete, y en específico las aletas de estabilidad del mismo. El análisis numérico mediante el uso de computadoras y software especializado resultan herramientas de sumo valor a la hora del diseño y/o mejoras del diseño conceptual. Adicionalmente nos permite obtener resultados de forma mucho más segura que en la realidad y a costos considerablemente inferiores.

3.2.2 Fundamentos de análisis

- La aerodinámica está regida generalmente por teorías y condiciones como:
- Ecuación de Navier - Stokes (segunda ley de Newton generalizada para los fluidos)
 - Ecuación de continuidad

- Ecuación de estado
- Las condiciones de contorno
- Las condiciones iniciales

Los teoremas y leyes mencionados son un conjunto de ecuaciones que aún no se ha resuelto de manera analítica debido a su gran complejidad. Por esa razón existen varias alternativas para estudiar la aerodinámica de los modelos propuestos, una de ellas es resolver las ecuaciones de manera simplificada (significa admitir que vamos a cometer un cierto error), otra, una de las preferidas es el análisis en túnel de viento y por último se pueden utilizar técnicas de simulación CFD (Computational Fluid Dynamics).

La simulación numérica se basa en resolver las ecuaciones citadas anteriormente. Una de las principales fuentes de error proviene del hecho de convertir variables continuas en discretas, es decir, tratar una magnitud continua como un conjunto de puntos.

Todas las grandes empresas fabricantes de aeronaves saben lo importante que es la simulación numérica para un desarrollo factible y rápido del comportamiento aerodinámico de sus aeronaves, incluso haciendo uso de esto en la Formula 1. Cuanto mejor sea la computadora donde se desarrollara el análisis se podrá obtener más información y con esto se reducirá el tiempo de cálculo, así mismo disminuir el error. Esos superordenadores normalmente son dedicados exclusivamente para el procesado y cálculo de simulaciones CFD.

Históricamente, no importa qué paquete comercial de CFD se utiliza, el proceso de simulación implementado por la mayoría de los fabricantes de aeronaves, automóviles y camiones, estudian un cuerpo a la vez. El ingeniero de simulación pasa mucho tiempo en la fabricación de los modelos y las mallas, el manejo de datos, la supervisión de vuelos de simulación, y post-procesamiento de resultados de la simulación.

El prototipo que será analizado en CFD nos indicara un aproximado de las presiones que actuarán sobre la estructura así como las distribuciones de velocidad que variaran con el impacto del caudal del fluido con el modelo del cohete. Estos valores darán pie a considerar la factibilidad de las geometrías y los materiales que se emplearan para su elaboración. Cabe mencionar que las iteraciones realizadas en este análisis no fueron demasiadas y el tamaño de malla no fue muy fino debido a los recursos computacionales con los que se cuentan para el análisis.

3.2.3- Desarrollo del modelo computacional para el prototipo

El proceso de diseño computarizado se ha convertido en una herramienta fundamental para la elaboración de objetos, maquinarias y elementos de la vida diaria. El desarrollo de la geometría fue realizado en el programa de diseño Solid Works [39] con el cual se obtuvieron las geometrías básicas que componen el cohete, las características mostradas en esta sección, y posteriormente exportado a ANSYS [33], a fin de realizar el mado y estudio correspondiente.

3.2.4- Determinación de longitud

Un cohete es un vehículo, aeronave o nave espacial que obtiene su empuje por la reacción de la expulsión rápida de gases de combustión desde un motor cohete. A ciertos tipos de cohete se los denomina rocket o misil y en este cambio de nombre no interviene el tamaño o potencia, sino el uso que generalmente se le da. Se llama rocket a todo cohete de uso militar con capacidad de ser disparado activamente para alcanzar un blanco.

En la Figura 3.1 se muestra el modelo computacional del cohete en la cual se muestra la longitud de dicha aeronave, como se mencionó anteriormente la longitud es una parte esencial para la navegabilidad del cohete, la primera razón es debido a que tiene que contar con el suficiente combustible para poder recorrer

la distancia requerida para la misión, la segunda razón es que debe contener las partes de propulsión, carga útil, control , dirección, etc. , todo lo anterior en una geometría cuasi lineal.

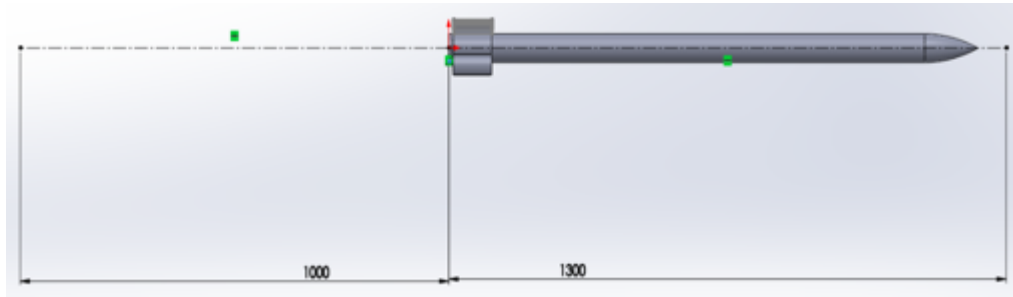


Figura 3.1.- Longitud del prototipo del Rocket

La longitud mencionada en la parte anterior cubrirá la carga de dinamita o componente químico de detonación, los cuales normalmente se encuentran en la parte delantera del cohete, también contendrá el combustible sólido que estará en la sección cilíndrica del cuerpo, además de que tendrá espacio para la cámara de combustión y la tobera para la producción de empuje, teniendo como total una longitud de 1.3 metros. Esta longitud podrá ser ajustada en función de los cálculos de peso y balance.

3.2.5.- Determinación de la forma de aletas

Las aletas propuestas para el cohete son de una forma de “placa” con la sección más delgada en dirección al flujo del fluido, las aletas cuentan con una curvatura que al plegarse forman el contorno del cuerpo del misil. Las aletas mostradas en la figura 3.2 fueron propuestas en forma de “placa” y carentes de perfil aerodinámico por dos consideraciones, la primera es “una placa con de sección transversal delgada, que tendrá menos resistencia parasita que un perfil aerodinámico en ángulos de ataque pequeños” [34]. La segunda es que esta forma tendrá menos complejidad en el mallado del prototipo y al carecer de

recursos computacionales aptos para dicho análisis los resultados tendrán un margen de error grande.

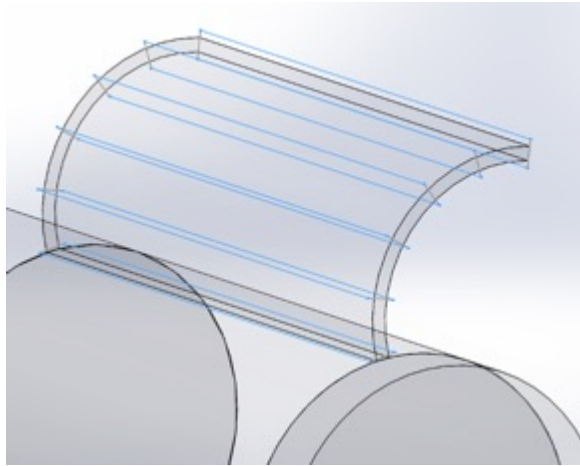


Figura 3.2.- Geometría de aletas propuestas

En rasgos generales el diámetro del cuerpo del cohete es de 2 pulgada, las aletas están ubicadas cada 120 grados, cada aleta mide 10 centímetros de largo.

Para realizar la geometría fue necesario realizar cinco secciones curvas debido a la complejidad de la aleta, en la Figura 3.3 se muestran las secciones empleadas para su elaboración.

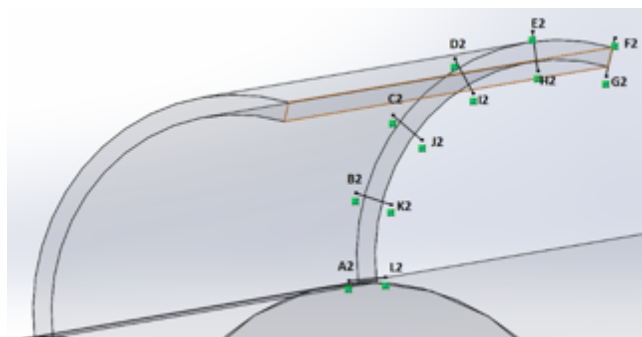


Figura 3.3.- Diseño de Aleta Plegables

Para este prototipo se propusieron 3 aletas con la misma geometría, las cuales cada una de ellas cuentan con un arco de curvatura de 110° , lo cual les

permitirá acoplarse perfectamente al contorno del cohete como se muestra en la Figura 3.4, para realizar la geometría de la aleta cada una de las secciones mencionadas en la parte anterior cuentan con ángulo de 22° como se muestra en la Figura 3.5 la placa será ensamblada con el cuerpo principal del cohete. Cada aleta se encuentra con una separación angular de 120° entre sí.

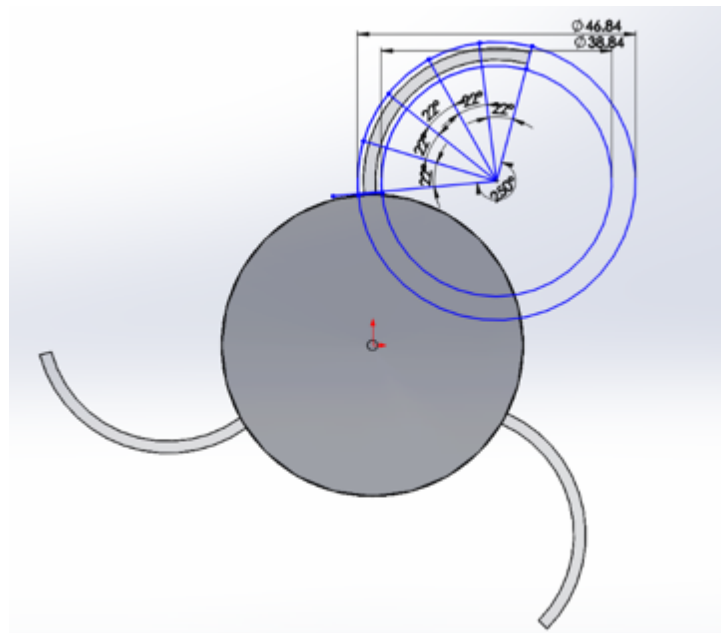


Figura 3.4.- Cantidad de aletas para el prototipo

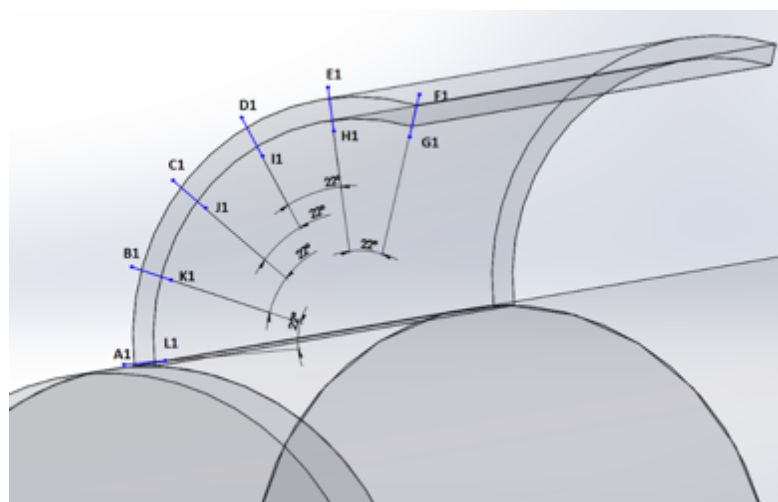


Figura 3.5.- Ángulos de determinación de geometría.

Las aletas se realizaron con una tabla de medidas mostradas en la Tabla 3.1 para los puntos iniciales y finales de cada una de las 5 secciones mostradas en la imagen anterior.

PUNTOS 1				PUNTOS 2			
punto	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	punto	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)
A1	-2.43	25.53	-1300	A2	-2.43	25.53	1000
B1	-1.53	34.42	-1300	B2	-1.53	34.42	1000
C1	2.65	42.32	-1300	C2	2.65	42.32	1000
D1	9.47	48.09	-1300	D2	9.47	48.09	1000
E1	17.97	50.88	-1300	E2	17.97	50.88	1000
F1	26.88	50.28	-1300	F2	26.88	50.28	1000
G1	25.86	46.42	-1300	G2	25.86	46.42	1000
H1	18.47	46.91	-1300	H2	18.47	46.91	1000
I1	11.42	44.6	-1300	I2	11.42	44.6	1000
J1	5.76	39.82	-1300	J2	5.76	39.82	1000
K1	2.3	33.26	-1300	K2	2.3	33.26	1000
L1	1.55	25.89	-1300	L2	1.55	25.89	1000

Tabla 3.1- Puntos para líneas de medida de presión.

3.2.6.- Forma de punta.

Partiendo de lo documentado por John Anderson [34] quien plantea una punta de un misil para determinar que ángulo será el mejor para un cierto diseño de una forma analítica teniendo como resultado la forma mostrada en Figura 3.6 la punta tiene un ángulo no muy pronunciado y termina en un pequeño círculo el cual puede ser modificado en futuros análisis.

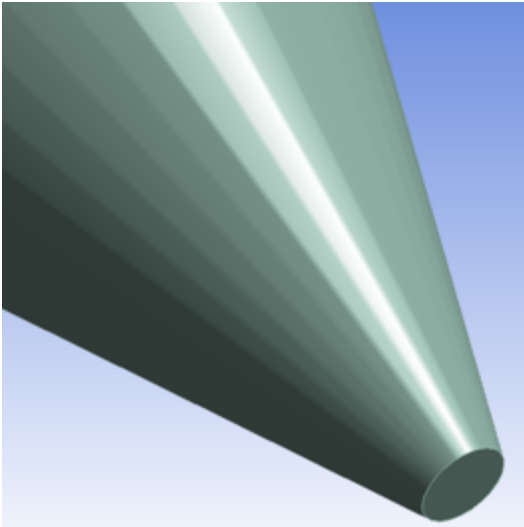


Figura 3.6- Punta del Cono de Nariz

La vista frontal de la punta es en forma cónica como se muestra en la figura 3.7 la cual busca poder viajar a través del fluido teniendo la mínima cantidad de resistencia posible.

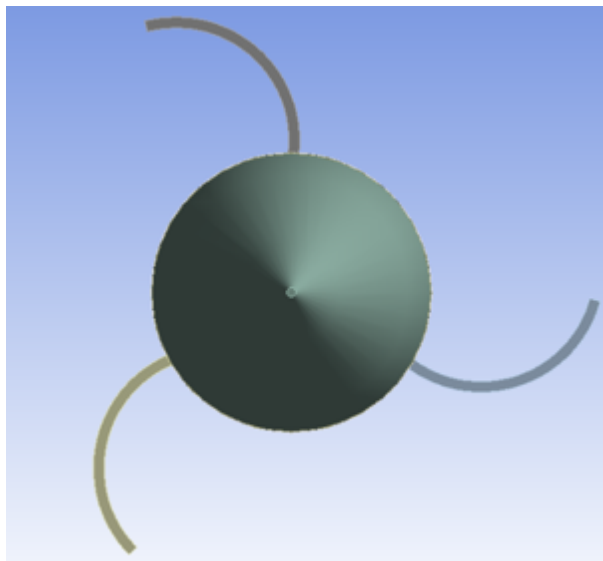


Figura 3.7- Vista frontal del prototipo

3.2.7.- Ensamble del prototipo

El prototipo tiene como primer ensamble las aletas con el cuerpo principal del misil, el cual se hizo con forma cilíndrica, las aletas tienen una guía (Figura 3.8) en la cual irán sujetas antes de su lanzamiento y al comenzar el vuelo las aletas se desplegaran dando un movimiento de rotación al misil lo cual ayudará a su desplazamiento en el fluido.

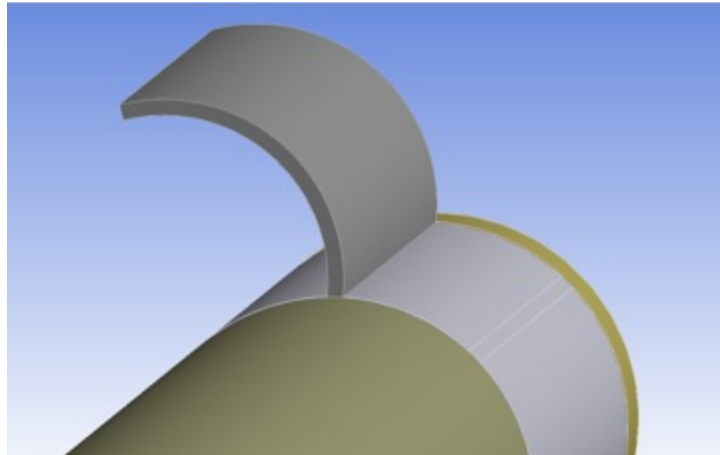


Figura 3.8.- Ensamble de las aletas con el cuerpo.

La tobera coincide con el cuerpo del misil en las dimensiones cilíndricas del cuerpo principal, esta parte también está ensamblada al fuselaje, pero no tiene contacto directo con las aletas. En la Figura 3.9 se muestra la ubicación y la forma de salida de la tobera del misil.

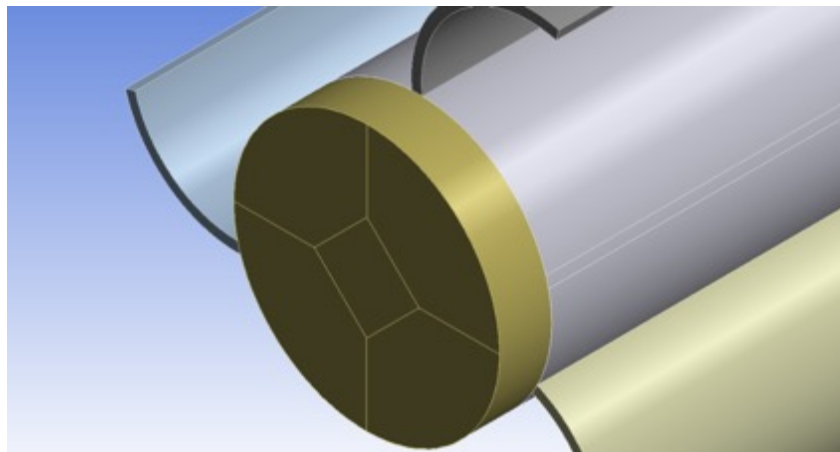


Figura 3.9.- Simulación tobera de escape

Finalmente se ensambla la punta del misil teniendo como resultado el modelo mostrado en la Figura 3.10 en la cual se muestra el misil que se propone para hacer el análisis CDF. Como se mencionó al inicio del presente capítulo la geometría fue desarrollada en ANSYS.

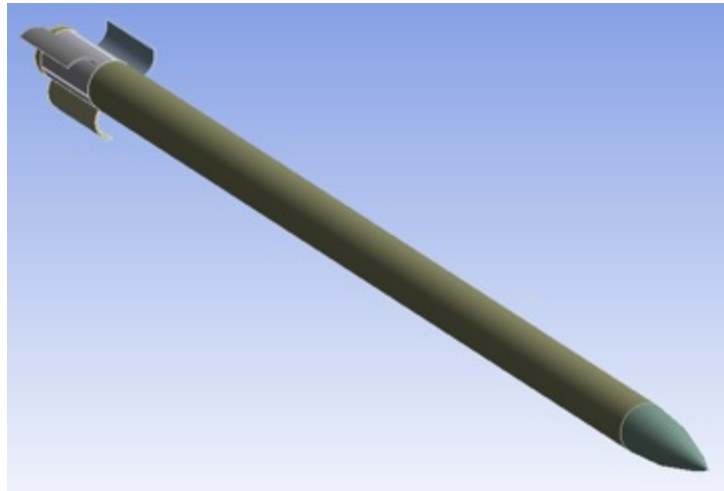


Figura 3.10.- Vista General del Cohete

3.3.- Análisis Computacional del Cohete

3.3.1.- Desarrollo del mallado

El mallado fue realizado en Workbench, Ansys, la generación de mallas es uno de los aspectos más críticos de simulación en ingeniería. Muchos software pueden dar soluciones muy largas, y muy pocos pueden llevar a resultados inexactos. El alto grado de automatización de mallado del medio ambiente hace que sea sencillo para generar los siguientes tipos de malla:

- Tetraédrica
- Hexaedros
- Inflación de la capa prismática

- Inflación de la capa hexaedros
- Hexaedros principales
- Carrocería cartesiana acoplada
- Corte cartesiano de células

Diferentes enfoques de la física requieren mallas. Las simulaciones de dinámica de fluidos requieren mallas de muy alta calidad en forma de elemento de ambos y la suavidad de los cambios de tamaños. [33]

Para poder aplicar el mallado se desarrolló la geometría con un volumen de control con un radio de 1m y una longitud de 4m para poder realizar el análisis CFD, este volumen de control nos ayudara como un túnel de viento virtual. Figura 3.11

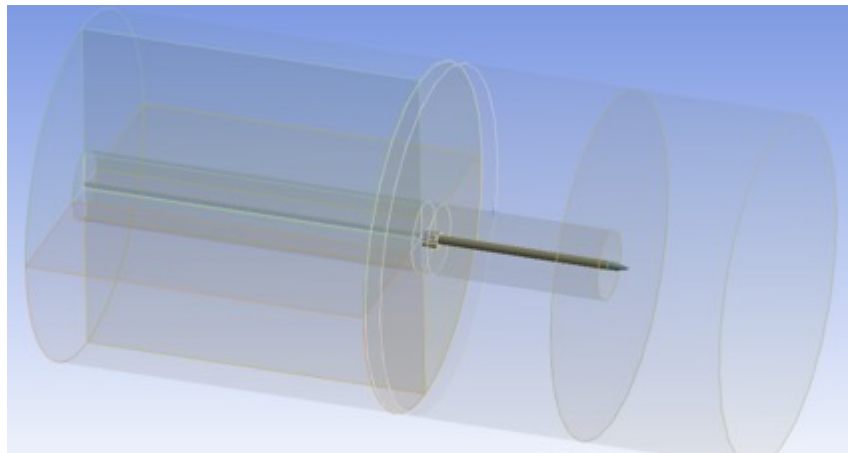
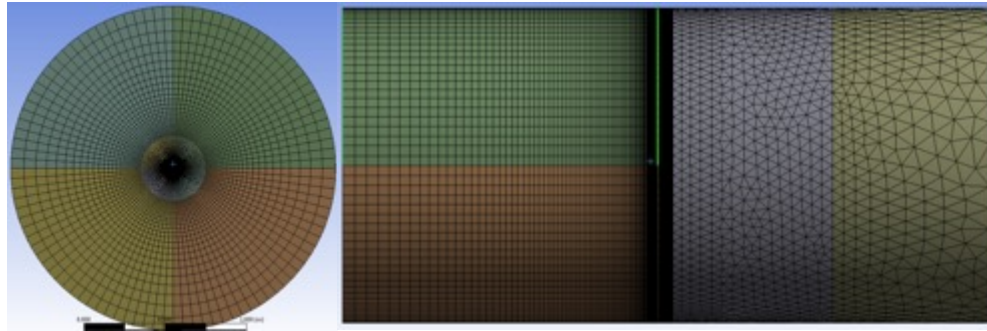


Figura 3.11.- Volumen de control.

El volumen realizado debe mallarse para poder realizar los cálculos pertinentes en la simulación del flujo de aire a través de este. Para continuidad y disminución del error se hizo un mallado tetraédrico como se muestra en la Figura 3.12, el mallado tiene un radio de fineza mayor en el centro del volumen de control debido a que es la zona de importancia de los resultados que se desean obtener.

Es importante que al momento de crear los puntos que se muestran en la figura superior, deseleccionar el botón que dice “Remove old mesh”. Esto es para que cuando se cree la nueva malla posteriormente no se elimine.



3.12.– Mallado de Volumen de control

Una vez realizado el mallado del volumen de control, debemos realizar el mallado del cuerpo, el cual nos mostrara el comportamiento del flujo del aire en contacto con la piel del misil, el tamaño del mallado de la piel del misil dependerá de la importancia del elemento, la figura 3.13 muestra que las aletas y la punta del misil serán las áreas del modelo de mayor interés para los resultados finales del análisis CFD.

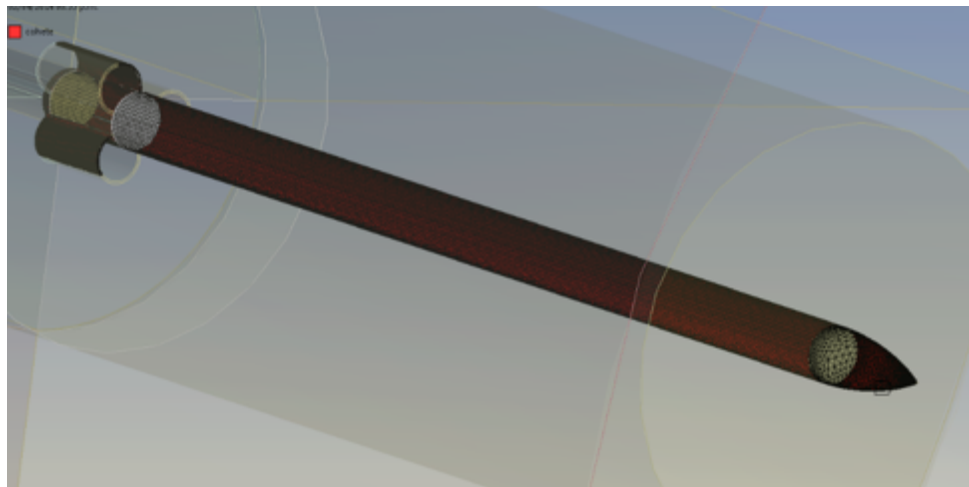


Figura 3.13.- Mallado del Cohete

Como última sección se desarrolló el mallado de la parte posterior al cuerpo del cohete, el cual servirá como una parte secundaria del túnel de viento, en el cual podremos apreciar estelas o perturbaciones como resultados del análisis del

prototipo. Como se muestra en la Figura 3.14, el mallado se aprecia fino en la parte posterior del cohete.

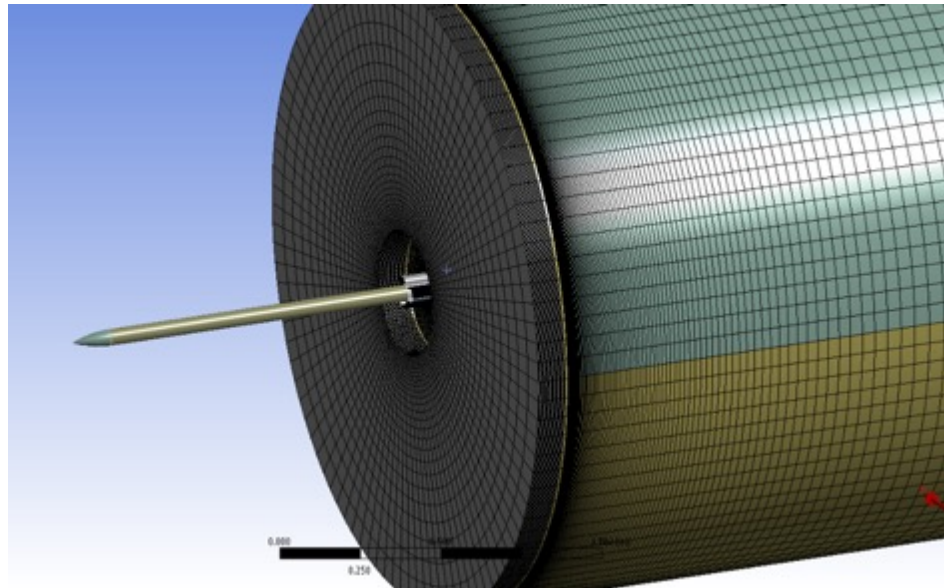


Figura 3.14.- Mallado de parte secundaria del túnel virtual.

En la figura 3.15 se muestra que en la primera parte el mallado es más burdo que en la posterior esto es porque el área de interés en el volumen de control será la parte después del paso del cohete. Como se aprecia claramente en la figura mencionada el mallado en el centro del misil tendrá también un mallado fino para el contacto con la piel mencionada en la parte anterior.

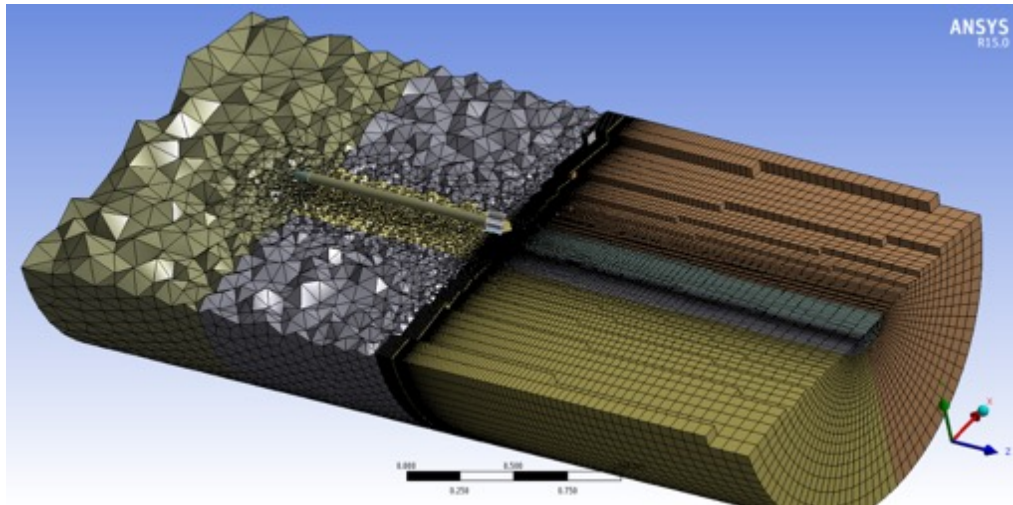


Figura 3.15.- Mallado volumen de control secundario.

El tamaño de la malla mínimo, máximo y el número de elementos obtenidos son los mostrados en la figura 3.16.

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	1486861
<input type="checkbox"/> Elements	3084712
Mesh Metric	
<input type="checkbox"/> Min	1.8901996996501E-06
<input type="checkbox"/> Max	0.799828092210141
<input type="checkbox"/> Average	0.163917165684967
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0.134589642335273

Figura 3.16.- Datos del mallado

3.3.2.- Desarrollo de condiciones de frontera.

Para cada una de las diferentes configuraciones de velocidad se establecieron 3 caras como valores determinados para condiciones de frontera. En la Figura 3.17 se muestra la parte frontal del “túnel virtual” dicha cara es considerada como una pared de entrada de flujo de aire, esta entrada tiene valores establecidos de velocidad, temperatura, viscosidad, densidad y presión (iniciales).

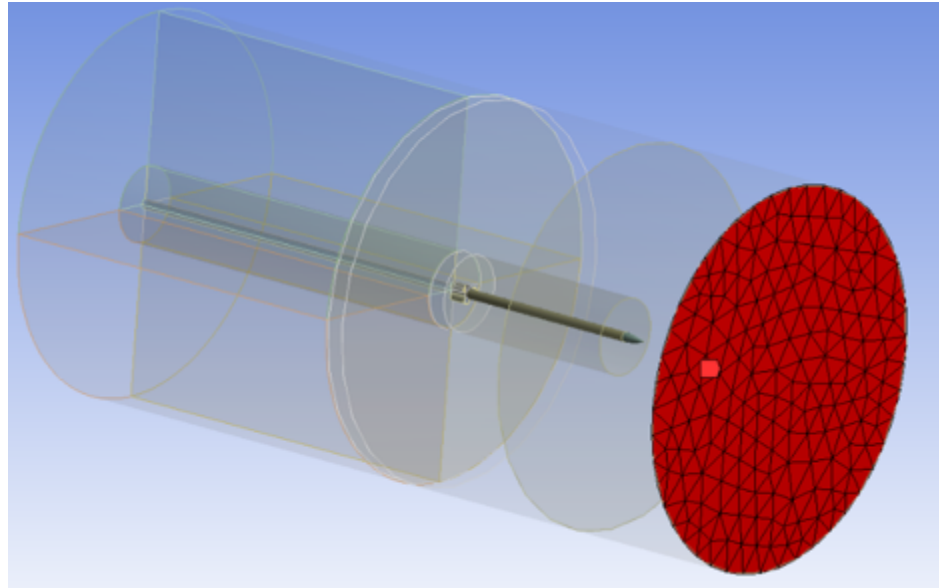


Figura 3.17.- Entrada de flujo de aire

Para poder realizar los análisis de fluidos es necesaria una referencia “estática” por lo cual es necesario una pared “fija” un tipo de contenedor virtual por el cual correrá el flujo de aire para el análisis del cohete, este contenedor tendrá las características de una pared delimitadora y estará conectado directamente a las caras de entrada y salida como una clase de tobera “adiabática” [30]. Figura 3.18

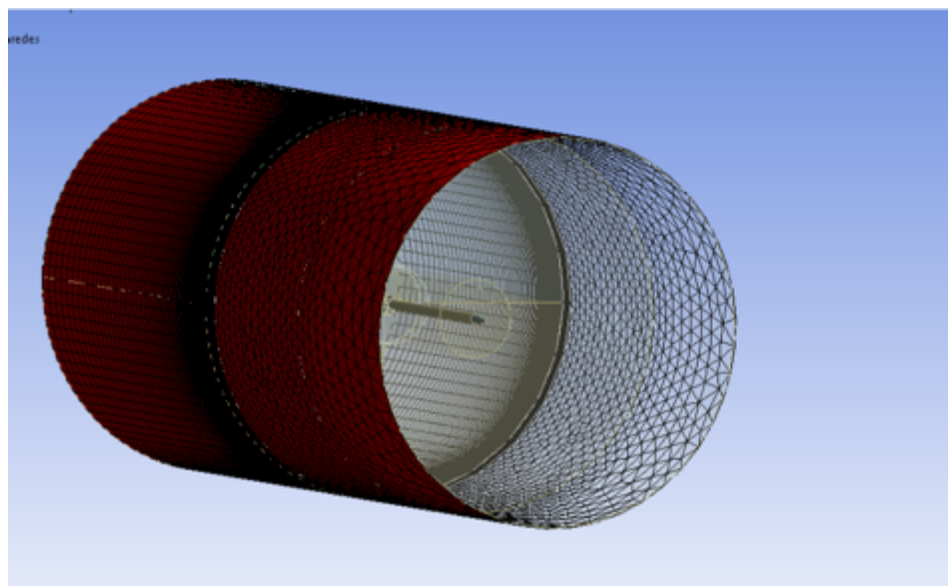


Figura 3.18.- Contendor de flujo (Volumen de control)

En cada uno de los análisis se mostrará las capturas de pantallas realizadas para las condiciones ingresadas para cada una de las velocidades a las que se sometió el misil. Como en las dos condiciones anteriores la salida de el “volumen de control” también será clave para el análisis del misil, esta “salida” tendrá como objetivo considerar el limite final de los cálculos de volúmenes finitos a través del modelo mallado, valores establecidos de velocidad, temperatura, viscosidad, densidad y presión (finales). Figura 3.19

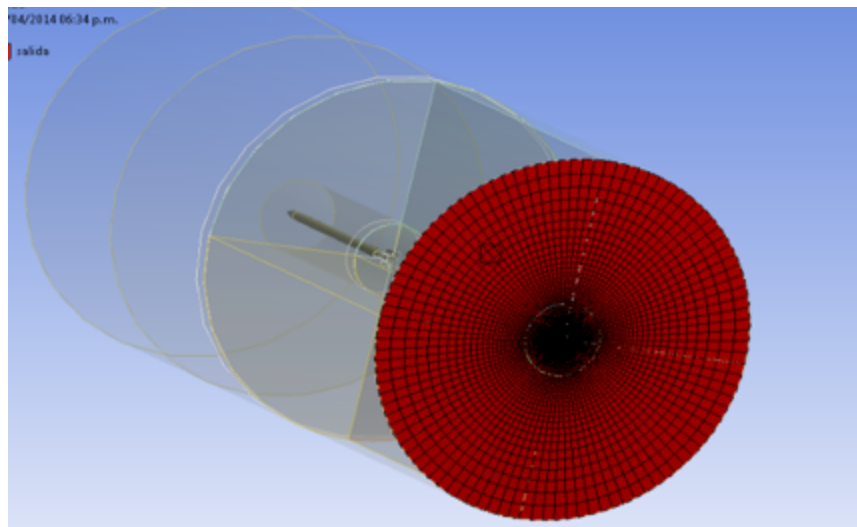


Figura 3.19.- Cara de salida del “Volumen de control”.

3.3.3.- Asignación de condiciones de frontera

Para el diseño de experimentos se utilizaron valores de las diferentes velocidades propuestas al inicio del planteamiento de la presente simulación. Las velocidades a las que se simularon fueron 0.3 y 0.5 Mach y los valores de densidad, viscosidad y la temperatura fueron los establecidos en la Tabla ISA, International Standard Atmosphere o Atmósfera Estándar Internacional, para la altitud mencionada en los capítulos anteriores del presente trabajo. Dichos valores fueron ingresados en las celdas como se muestra en la Figura 3.20



Figura 3.20.- Ingreso de valores atmosféricos para condición de vuelo.

Para el modelo computacional se definieron las condiciones de frontera como se muestra en la figura 3.21, como la presión total, la temperatura y la presión de salida. Así como las condiciones de la pared de “tobera” que como se ha mencionado anteriormente, es una pared adiabática.

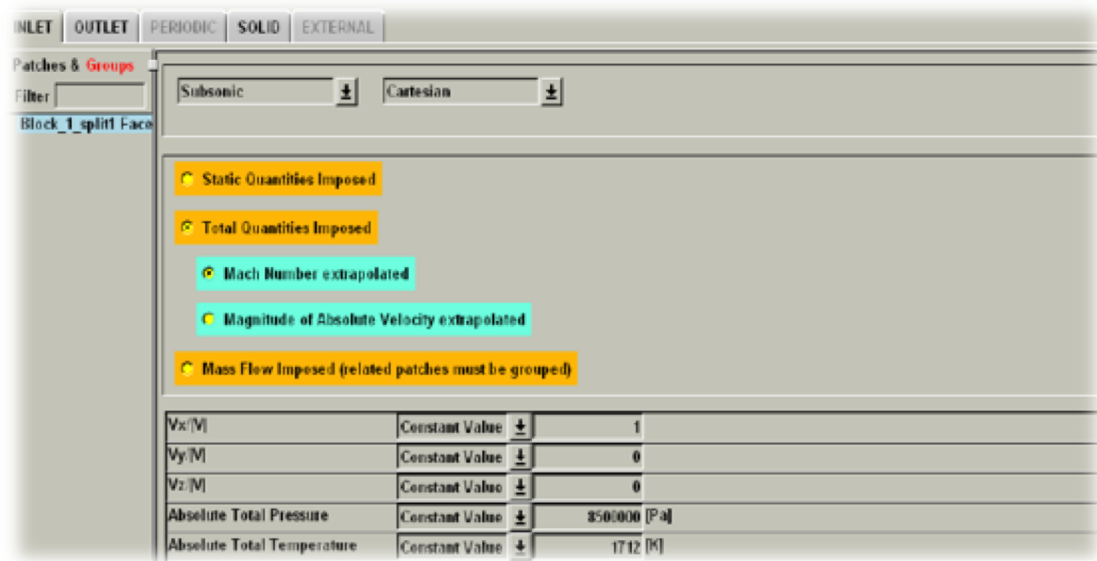


Figura 3.21.- Condiciones de frontera pre establecidas.

3.3.4.- Asignación de parámetros de análisis

3.3.4.1 Método de turbulencia

El primer parámetro de análisis de la definición del modelo de Turbulencia, según los análisis consultados en la referencias el modelo de Sparlart-Allmaras [35], define con mayor precisión las condiciones a simular. [36] Como se muestra en la figura 3.22 los valores establecidos fueron dados por datos empíricos proporcionados en la referencia mencionada.

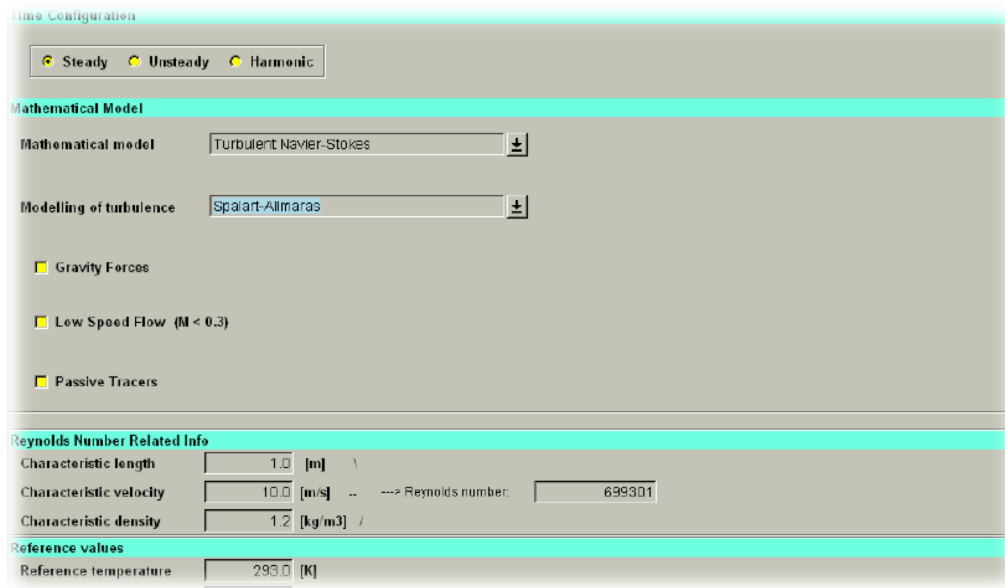


Figura 3.22.- Modelo de turbulencia

3.3.4.2.- Interacciones

La especificación del número de interacciones es un criterio de dependencia a las capacidades del equipo de cómputo disponible para el análisis del modelo, en combinación con el criterio de la de convergencia se determinara el margen de error que tendrá el presente análisis, en el caso del presente trabajo se determinó un numero de 1000 interacciones y una convergencia de -6.0 debido a que dichos valores tendrán una aproximación cercana a la realidad según la

bibliografía [33]. Dichos valores fueron ingresados en el modelo. Para mayor descripción consultar en el anexo de la Figura 3.23.

The image shows a screenshot of the ANSYS Fluent software interface, specifically the 'Iterations' and 'Output Files' panels. The 'Iterations' panel has two input fields: 'Maximum Number Of Iterations' set to 10000 and 'Convergence Criteria' set to -6.0. The 'Output Files' panel has 'Save Solution Every' set to 100 iterations and a checked box for 'Minimum output'. Below these panels, the 'Memory Requirements' section shows 96.66 Mb. There is a checked box for 'Set the requested memory'. Further down, there are two more input fields: 'Set the required number of reals to' set to 73.081 Mb and 'Set the required number of ints to' set to 23.582 Mb.

Figura 3.23.- Requisitos de interacción y convergencia

3.3.5.- Procedimiento para el Análisis

Una vez realizado lo anterior y solucionado con procedimiento propio del Fluent para cada una de las dos velocidades, especificando las propiedades dentro de la prueba, con algunas variables que se mencionan a continuación:

- Presión
- Turbulencia
- Definición de materiales, incluido el aire
- Presión de prueba
- Flujo y velocidad de entrada
- Presión atmosférica a la salida

Los detalles de este procedimiento se encuentran dentro del Apéndice 2.

3.4.- Discusión de los Resultados

Los análisis realizados a las velocidades antes mencionadas fueron menores a 1.0 Mach debido a que los cambios de flujo incompresible a flujo compresible cambiaría la perspectiva de los análisis realizados y esto alteraría los resultados de interés en la presente simulación [34].

3.4.1.- Mach 0.3

La distribución de velocidades del aire alrededor de la geometría del cohete se muestra en 4 cortes transversales (0 m, 0.25 m, 0.5 m y 1 m desde el origen) como se puede observar la velocidad de la base del misil a una distancia 0 desde el origen es casi nula, el incremento de la velocidad para $\frac{1}{4}$ es de 83 m/s, para $\frac{1}{2}$ aproximadamente 100 m/s y para 1m 105 m/s. En el anexo X4 se muestran todas las figuras obtenidas del análisis para Mach 0.3.

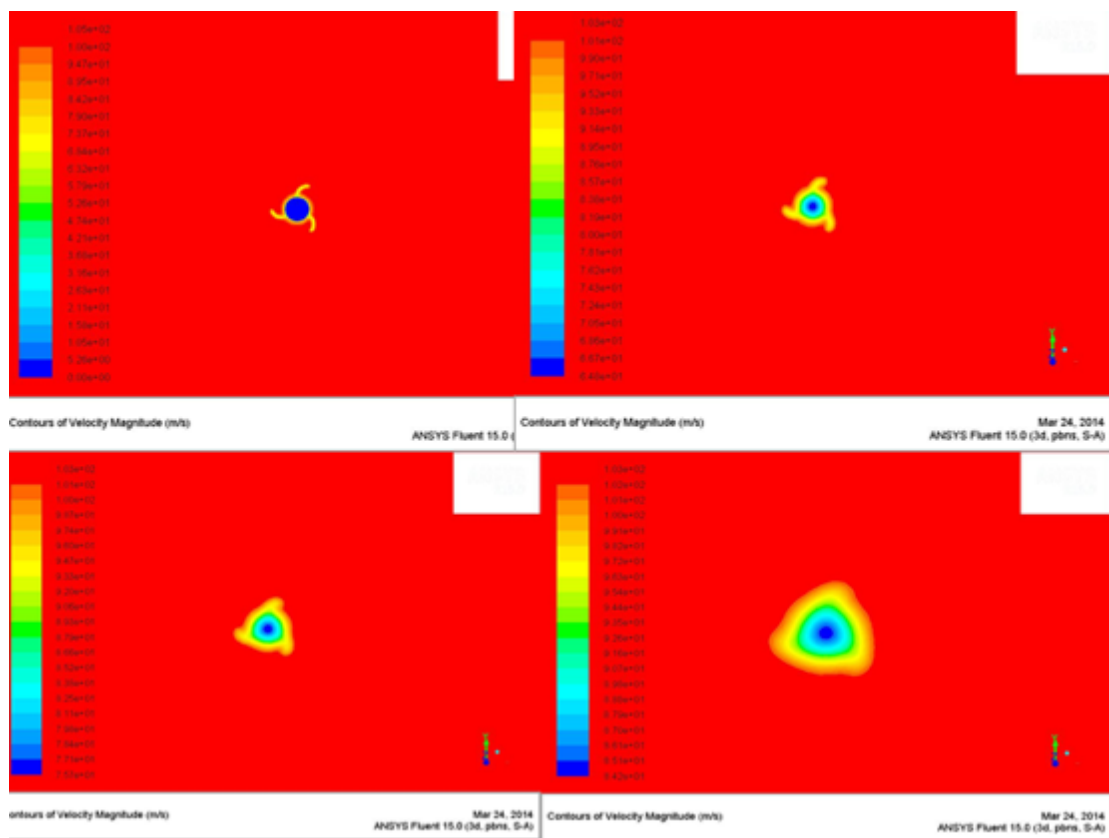


Figura 3.24.- Distribución de velocidad Mach 0.3 modo frontal.

La Figura 3.25 muestra la concentración de velocidades del aire a lo largo del cohete volando a 0.3 Mach, como se puede apreciar los valores máximos de velocidad se encuentran en las aletas y en la parte del chaflán de la punta de la aeronave. Las velocidades máximas alcanzan un valor de 110 m/s y las velocidades mínimas de 5.49 m/s en la parte cercana a la tobera del cohete.

El recorrido del cohete viajando a 0,3 mach, no emite una estela con perturbaciones considerables, pese al modelo ingresado para las turbulencias, el modelo mantiene una trayectoria lineal en el espacio analizado. Cabe mencionar que las magnitudes mostradas en la tobera no son emisión de gases, sino el comportamiento del cohete sin considerar esta componente para el vuelo por dicha razón en la tobera se aprecia esas velocidades mínimas.

En las paredes del cohete se muestran velocidades bajas debido a que surge un efecto parecido a los perfiles aerodinámicos con el fenómeno de la “capa limite”.

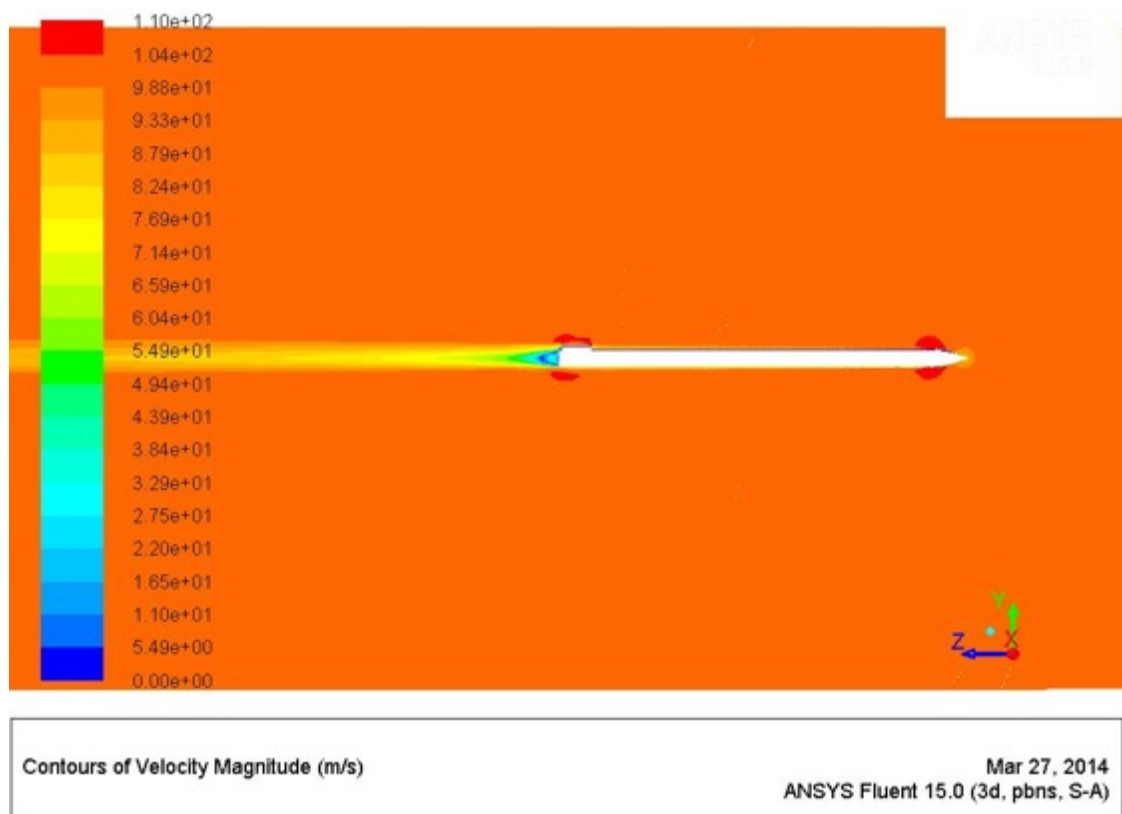


Figura 3.25.- Distribución de velocidades Mach 0.3 longitudinal

Las variaciones en la presión a lo largo del cohete van desde los 600 Pa hasta los 0.1Pa Las presiones más altas y bajas se presentan en la zona inicial y media debido al comportamiento del fluido sobre la punta y las aletas. Estas presiones podrían cambiar haciendo una configuración en la geometría de la punta o del perfil de las aletas, para nuestro análisis dejaremos estos valores considerando que este análisis es una primera interacción para trabajos futuros. Las gráficas obtenidas del análisis son las mostradas en la Figura 3.26

Las variaciones de las presiones del fluido sobre el cuerpo a lo largo de la trayectoria de vuelo varían muy poco, los cambios pueden considerarse despreciables, por lo cual se puede concluir que las altas no generaran un cambio de presión brusco en el modelo que pueda hacer inestable al modelo. Cabe mencionar que solo se considera el análisis de flujo y se descarta para esta tesis un análisis de estabilidad con parámetros aerodinámicos.

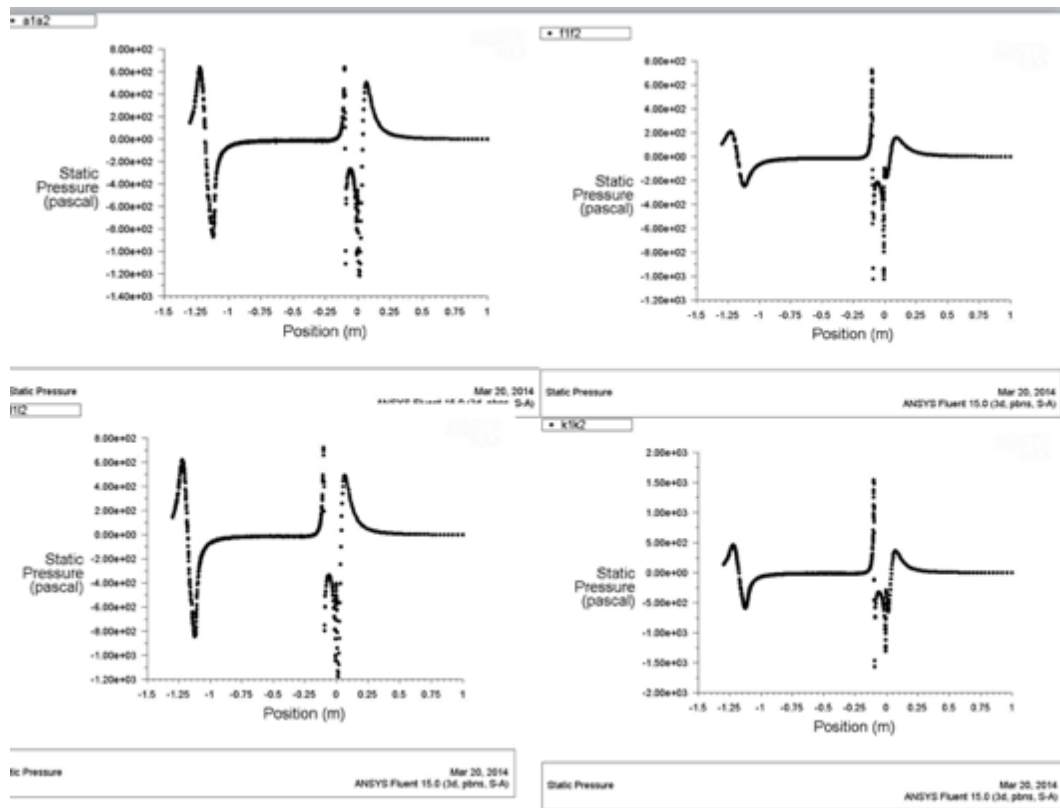


Figura 3.26.- Comportamiento de la presión en el análisis

3.4.2.- Mach 0.5

En este segundo análisis las distribuciones de velocidades del aire alrededor del cuerpo del cohete. En la vista frontal que se muestran en la figura 3.27 en una distancia desde el origen de (0, 0.25, 0.5 y 1 m) como se puede observar la velocidad de la punta del cohete a una distancia 0 desde el origen es casi nula al igual que en el primer análisis, el incremento de la velocidad para $\frac{1}{4}$ es de 135 m/s, para $\frac{1}{2}$ aproximadamente 168 m/s y para 1m 190 m/s. En el anexo X4 se muestran todas las figuras obtenidas del análisis para Mach 0.5.

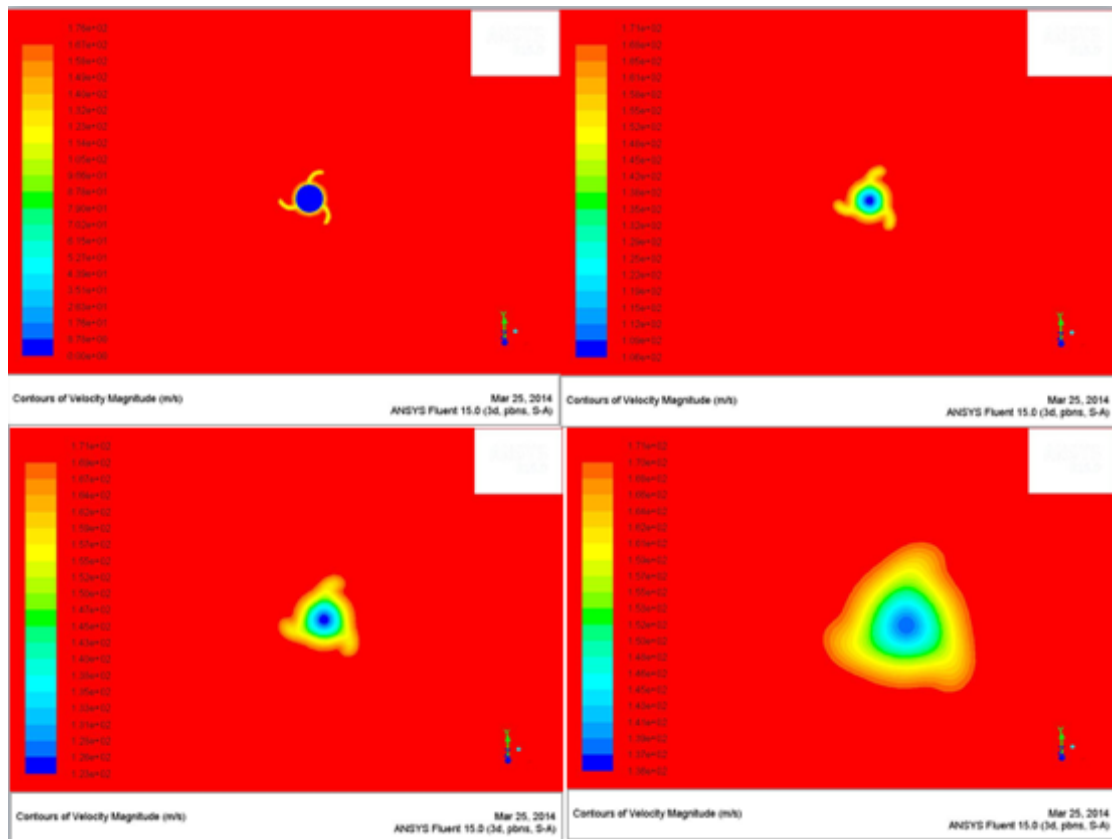


Figura 3.27.- Distribución de velocidad Mach 0.5 modo frontal.

La Figura 3.28 muestra la concentración de velocidades a lo largo del cohete volando a 0.5 Mach, como se puede apreciar los valores máximos de velocidad se encuentran en las aletas y en la parte del chaflán de la punta de la

aeronave. Las velocidades máximas alcanzan un valor de 185 m/s y las velocidades mínimas de 4.37 m/s en la parte cercana a la tobera del misil.

El recorrido del cohete no emite una estela con perturbaciones considerables, pese al modelo ingresado para las turbulencias, el modelo mantiene una trayectoria lineal en el espacio analizado estableciendo con ello que el incremento de velocidad a 0.5 Mach también podrá ser considerado como factible. Cabe mencionar que las magnitudes mostradas en la tobera no son emisión de gases, sino el comportamiento del misil sin considerar esta componente para el vuelo por dicha razón en la tobera se aprecia esas velocidades mínimas. En las paredes del cohete se muestran velocidades bajas debido a que surge un efecto parecido a los perfiles aerodinámicos con el fenómeno de la “capa limite”.

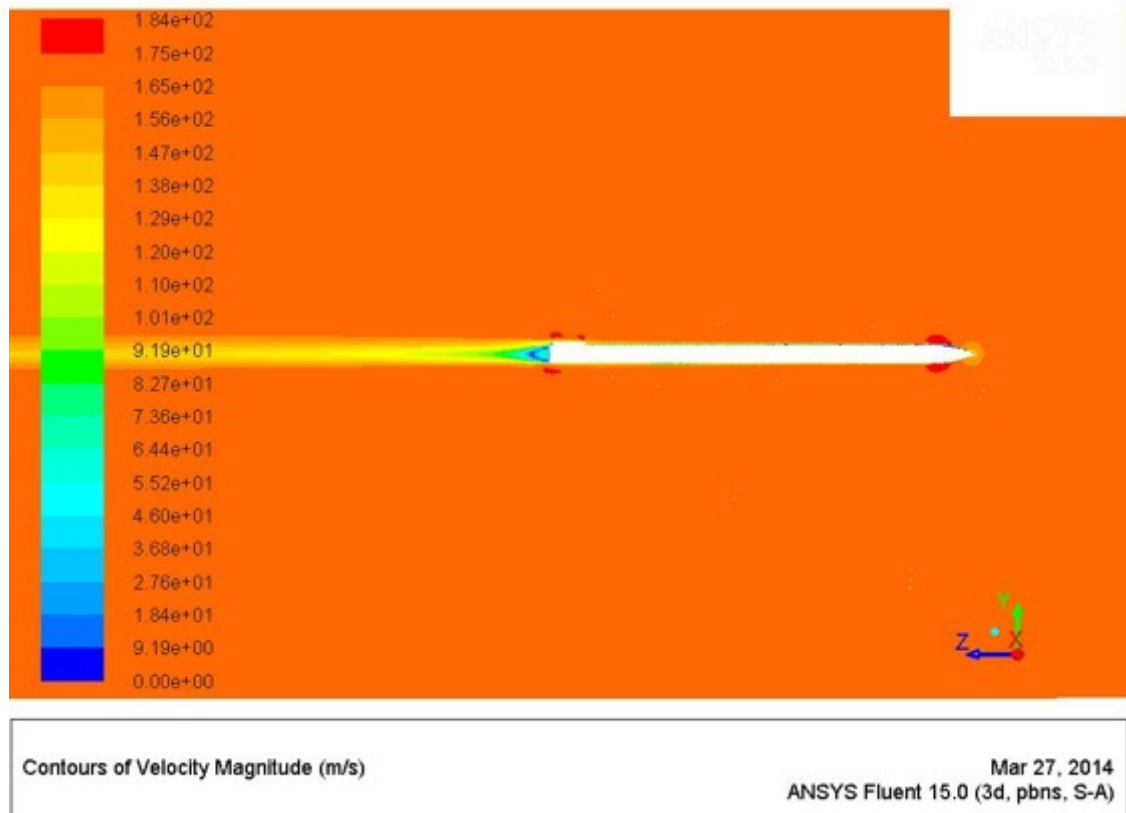
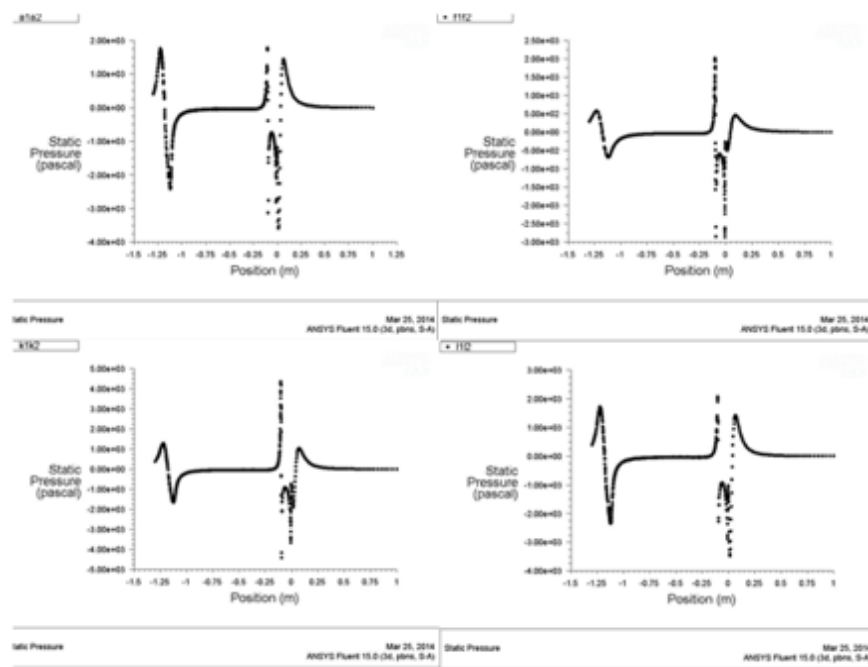


Figura 3.28.- Distribución de velocidades Mach 0.5 longitudinal

Las variaciones en la presión a lo largo del cohete van desde los 2000 Pa hasta los 0.5Pa Las presiones más altas y bajas se presentan en la zona inicial y media debido al comportamiento del fluido sobre la punta y las aletas. La presión máxima incremento considerablemente siendo más del triple que a 0.3 Mach. Estas presiones podrían cambiar haciendo una configuración en la geometría de la punta o del perfil de las aletas, para nuestro análisis dejaremos estos valores considerando que este análisis es una primera interacción para trabajos futuros. Las gráficas obtenidas del análisis son las mostradas en la Figura 3.29



3.29.- Comportamiento de la presión en el análisis

Las variaciones de las presiones del fluido sobre el cuerpo a lo largo de la trayectoria de vuelo varían muy poco pero comparadas con las presiones del análisis anterior son mucho mayores, estos incrementos nos indican que el material del que se realizara el prototipo debe ser considerado para soportar dichas presiones sin dificultad, los cambios pueden considerarse despreciables

en la longitud del misil, por lo cual se puede concluir que las altas no generaran un cambio de presión brusco en el modelo que pueda hacer inestable al modelo.

3.5.- Sumario

El análisis aerodinámico del cohete es fundamental para predecir el comportamiento en vuelo libre, en velocidades subsónicas. En este cuarto capítulo se muestra el procedimiento realizado para elaborar el modelo CAD del prototipo, así como el mallado del mismo y el análisis de fluidos realizado al producto mallado. Esto nos llevó a un análisis de los resultados en CFD (Dinámica computacional de Fluidos).

El objetivo fue el análisis aerodinámico mediante CFD realizado al modelo propuesto, más concentradamente en las aletas del cohete, del cual se quieren obtener los campos de velocidades y presiones, así como la presión máxima presente en la geometría de las aletas plegables y con ello determinando la factibilidad de su futuro desarrollo. Se determinó la factibilidad para la construcción del prototipo. Además se analizaron fuerzas aerodinámicas y de gravedad actuando sobre el cuerpo del cohete.

Finalmente se obtuvieron algunos resultados de relevancia por ejemplo, las variaciones de las presiones del fluido sobre el cuerpo a lo largo de la trayectoria de vuelo varían muy poco, y que los pocos cambios que se aprecian pueden considerarse despreciables, por lo cual se puede concluir que las altas no generaran un cambio de presión brusco en el modelo que pueda hacer inestable al modelo.

CAPITULO 4

ENSAYOS AEROELASTICOS Y MODALES

4.1.- Introducción

La aeroelasticidad es la ciencia que se encarga de estudiar la interrelación entre las fuerzas elásticas aerodinámicas e inerciales que permiten conocer la distribución real de la sustentación sobre un perfil aerodinámico teniendo en cuenta el efecto de las deformaciones a flexión auto excitada por la propia sustentación.

Todo lo dicho anteriormente nos refleja la importancia de la realización de los ensayos aeroelásticos en tierra que deben ser practicados, determinando experimentalmente muchos parámetros de importancia relacionados a cualquier modelo o prototipo que represente un artefacto en vuelo con la aeronave como son la elasticidad, el amortiguamiento, las frecuencias naturales, las resonancias, la vibración autoexcitada debido al viento (Flutter), tanto en el cuerpo estructural del artefacto en vuelo como en sus posibles superficies de control.

Para mayor fiabilidad y un alto rendimiento del cohete, el diseñador debe tener y aplicar vibración simulada a fin de obtener datos en las etapas apropiadas de desarrollo, diseño, pruebas y mantenimiento de componentes del artefacto y

sus sistemas. En pocas palabras, los pasos esenciales para una prueba de vibración programada son los siguientes.

- a) Determinar el entorno de vibración por monitoreo de sus fuentes y aprender del análisis y de prueba esas otras frecuencias naturales que son difíciles de cambiar a nivel local.
- b) Considerar los efectos de vibración durante la preliminar fase de estudio de diseño, que determina la elección del montaje de los sistemas de propulsión, la orientación, el control y las estructuras propias.
- c) Considerar los efectos de vibración durante el diseño de componentes, para evitar resonancias a frecuencias críticas de operación de los sistemas de la aeronave o dispositivo en vuelo, así como para consideraciones de montaje.
- d) Cuantitativamente determinar el factor de seguridad de vibración a través de pruebas de vibración desarrollo y acompañando rediseño.
- e) Determinar los modos y frecuencias naturales del cuerpo del cohete.

Otra parte muy importante de cualquier programa es el conocimiento del ambiente de vibración en el que el cohete funciona. Un ideal sería contar con información precisa acerca de las frecuencias y amplitudes de las vibraciones en cada componente dentro del cohete.

Para la mayoría de los cohetes, las dos principales fuentes de vibración excitación son de las cargas aerodinámicas y el sistema de propulsión.

Las características de las diversas respuestas de los cohetes y sus componentes influyen en la elección de los medios para determinar las contribuciones de las fuentes al entorno vibración y sugieren las medidas correctivas cuando sea necesario.

4.2.- Prueba Modal y Objetivos

El Análisis modal en un determinado componente es de suma importancia para determinar las frecuencias naturales y modos de vibrar de un objeto o estructura durante vibración libre. Es común utilizar el Método de los elementos finitos (MEF, o FEM por sus siglas en inglés) para desarrollar los análisis modales. La interpretación física de los valores propios y vectores propios, los cuales vienen de resolver el sistema, representa las frecuencias y modos de vibrar correspondientes. En ciertas ocasiones los únicos modos deseados son los correspondientes a las menores frecuencias porque pueden ser los modos predominantes en la vibración del objeto.

Normalmente los primeros modos de vibración son los que se manifiestan con mayores amplitudes, provocando deflexiones apreciables en el cuerpo entero del cohete. Lo anterior repercutiría en inestabilidades en el vuelo del cohete, provocando que pierda su trayectoria y no alcance su objetivo de manera precisa.

Los modos de vibración a mayor frecuencia pueden afectar en caso de que se cuente con instrumentación sensible a bordo del cohete.

4.2.1.- Objetivo del Experimento

Para los ensayos vibratorios en tierra, cualquier aeronave o parte de la misma se soporta elásticamente (soporte de muy baja frecuencia natural: 2 Hz aproximadamente) y se excita armónicamente con una amplia gama de frecuencias. El simple fenómeno de la respuesta de un elemento elástico a una fuerza periódica es la llave maestra de los métodos de medición de frecuencias naturales de este elemento elástico.

La condición del cohete para realizar adecuadamente los ensayos, ha de ser lo más similar posible a las condiciones de vuelo libre. Esta es una técnica

regularmente aceptada en la industria aeronáutica para pruebas de dinámica estructural en tierra.

Para excitar el sistema normalmente es suficiente aplicar una carga armónica pura a la estructura, pero teniendo sumo cuidado en que el punto o puntos de aplicación no coincidan con una línea nodal de la estructura. Es por esta razón que normalmente los excitadores se conectan en los tips del ala en caso que se trate de una aeronave o en los extremos anteriores y posteriores del fuselaje ya que en estas zonas es prácticamente imposible tener líneas nodales.

En el caso de este cohete, fue suspendido de una estructura fija y rígida mediante unas elásticas a fin de simular de la mejor forma posible la condición de vuelo libre y en un fluido laminar.

Para vibraciones naturales, los datos de frecuencia cuantitativa deben ser tomados en cuenta antes de la fabricación. Las frecuencias naturales y los modos de flexión de vibración de la estructura del cohete pueden determinarse con justa exactitud por medios analíticos.

En los análisis se requiere conocer datos de la rigidez y la distribución de la masa. Grandes cambios en la masa y su distribución tienen un efecto relativamente pequeño en los resultados analíticos.

Con estos datos de las frecuencias naturales disponibles en las primeras etapas de desarrollo del cohete, y es posible para ayudar a asegurar compatibilidad de la estructura, con su orientación, sistemas de control y propulsión.

Si registros históricos adecuados historia de la pruebas de vibración se mantiene, las ventajas serían evidentes. Será posible determinar en cierta medida la fiabilidad de componentes relativos uno al otro, su posible esperanza de vida, y la fiabilidad general de un sistema de componentes. Además, puede ser posible observar patrones o elementos de relación debilidad. En caso de un fallo de funcionamiento de un componente ocurra, el registro puede ayudar a identificar la causa de dicho mal funcionamiento con un poco de ahorro de tiempo probable.

Algunas partes de la especificación de la vibración, por su naturaleza transitoria, no pueden ser fácilmente simuladas en el laboratorio. Las vibraciones durante las pruebas reales de la propulsión y sistemas del cohete simulan a una mayor exactitud el medio ambiente de vuelo real que cualquier otro mecanismo de prueba. Por lo tanto, la propulsión real del cohete durante una corrida estática, constituye solo un banco de pruebas ideal.

Las pruebas de vibración en tierra o en laboratorio solo constituyen un marco de referencia para las posteriores pruebas dinámicas con el sistema de propulsión encendido, así como las posteriores pruebas de vibración en vuelo realizadas en túnel de viento o en vuelo real con instrumentación especializada de medición de vibraciones montada en el cohete.

La experiencia indica que el amplitud de la vibración, especialmente durante la puesta en marcha o apagado, se correlaciona muy bien con las condiciones de vuelo reales; y con excepción de frecuencias bajas, por lo tanto hay una buena correspondencia con frecuencias de vuelo reales.

4.3.- Equipos usados

4.3.1. Montaje General del Equipo

En la figura 4.1 se aprecia una vista global del sistema modal de vibraciones, instrumento básico de ensayo en tierra, el cual tiene la capacidad de poder excitar una estructura en forma controlada y conocida, y mide aceleraciones en diferentes puntos de la estructura para poder obtener la información deseada. En general la idea es de obtener los modos propios de una estructura cualquiera.

Su forma de trabajo consiste en excitar la estructura en un solo punto, y medir la respuesta en diferentes puntos de la estructura, con esta información podemos recrear los modos de vibración de la estructura del cohete.

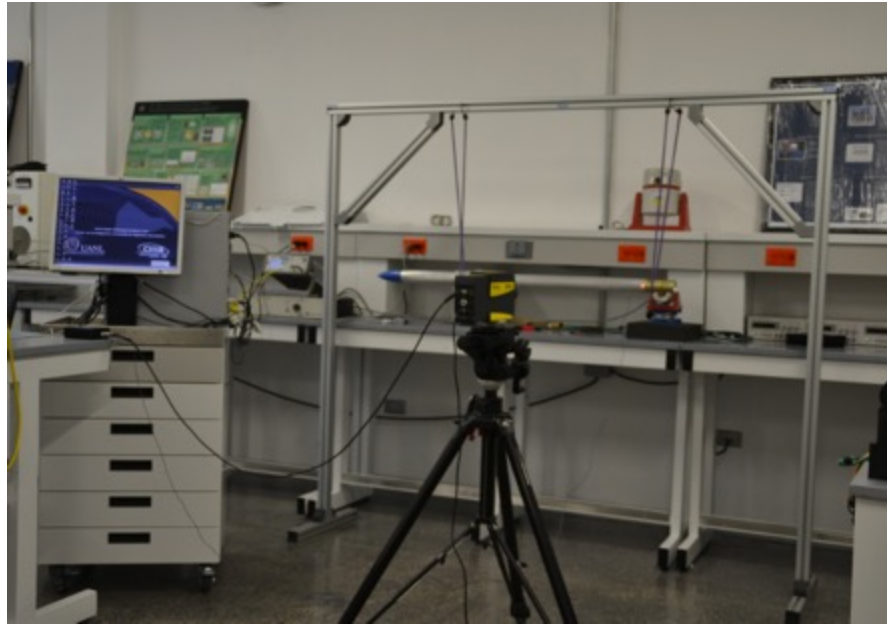


Figura 4.1. Vista General del montaje del cohete

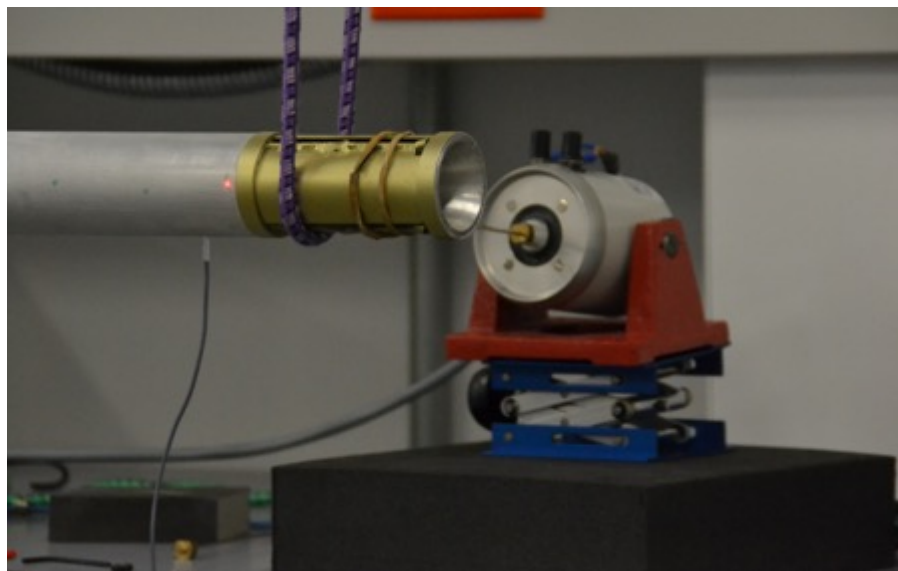


Figura 4.2. Otra vista del montaje del cohete

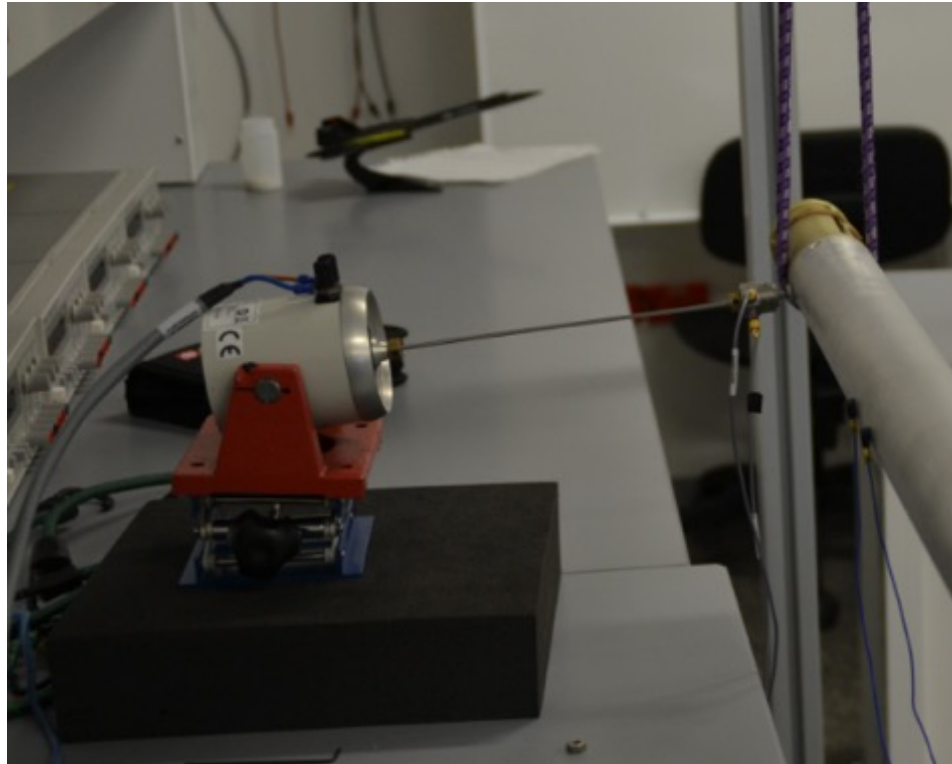


Figura 4.3. Vista lateral del excitador de Inercia

4.3.2. Sistema de Excitación

Los sistemas de excitación utilizados en el caso del cuerpo del cohete fue un Excitador electrodinámico, consiste en una masa acoplada a un imán con movimiento armónico generado por una bobina.

Con respecto a las aletas, se ha decidido emplear el método de excitación por impacto con martillo instrumentado. La medida de respuesta se ha realizado con acelerómetros piezoeléctricos fijados en la superficie del componente. En el caso de las aletas estabilizadoras y el cuerpo del cohete, se ha repetido el análisis modal experimental midiendo la respuesta con un vibrómetro. La sustentación de los componentes se realiza mediante gomas elásticas que simulan configuración libre-libre de la estructura. Con objeto de asegurar una mínima interferencia de la sujeción en el menor de los modos de vibración, las gomas se han situado en los

odos del modo y perpendiculares a la dirección principal de vibración. El rango de frecuencias de interés se establece de 0 a 800 Hz; ya que se conoce que los modos de vibración principales en este tipo de sistemas mecánicos están contenidos en dicho rango [37]

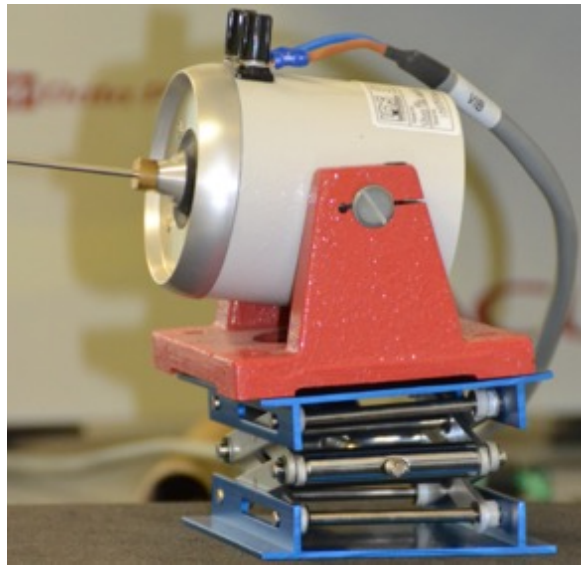


Figura 4.4. Excitador de inercia

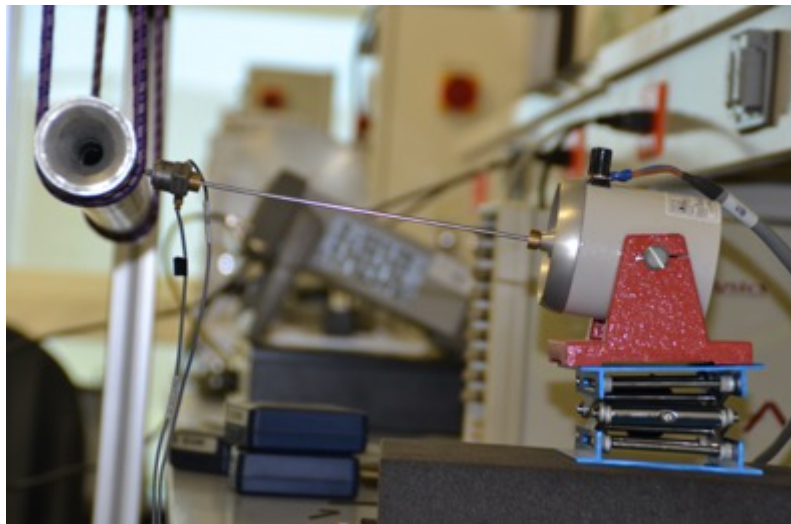


Figura 4.5. Vista del montaje de un Excitador de Inercia

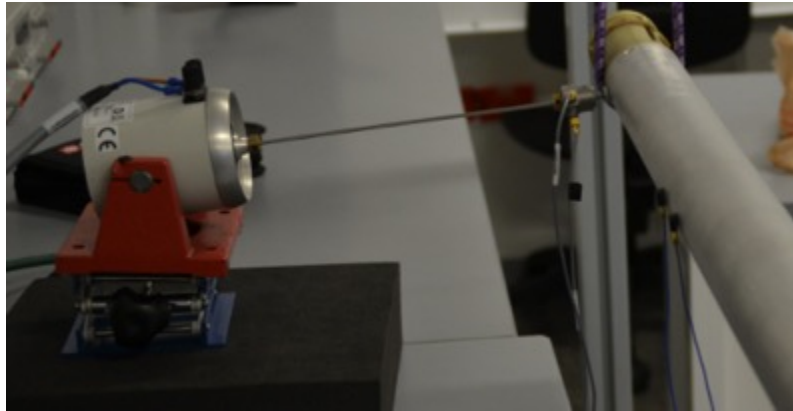


Figura 4.6. Otra vista del montaje de un Excitador de Inercia

4.3.3. Captadores o Acelerómetros

Llamaremos captadores o acelerómetros a los elementos que permiten, directa o indirectamente medir la amplitud de la vibración. Obviamente el captador más sencillo para vibraciones puras a flexión, consisten en una plumilla anclada a la estructura que al moverse con ella dibuja la función desplazamiento en función del tiempo, sobre un papel que se mueve uniformemente en la dirección perpendicular al movimiento.

Por supuesto que este sistema es muy eficaz para vibraciones de un solo grado de libertad pero cuando se trabaja con estructuras complicadas resulta totalmente fuera de interés.

Cuando se trata de hacer mediciones con los sistemas de control ubicados a gran distancia del captador o cuando han de analizarse vibraciones en muchos puntos, es interesante utilizar un sistema de captación que transmita una señal eléctrica proporcional a la aceleración o la velocidad o al desplazamiento, según los casos.

Estos sistemas de captación, apoyados en señales eléctricas, son los más usados hoy en día y pueden agruparse en grandes grupos según el tipo de función captada.

Existen muchos tipos de acelerómetros, pero los más utilizados en la actualidad son los siguientes:

Acelerómetros Mecánicos: consiste en una masa que tiene libertad de movimiento en una dirección y esta soportada a una armadura o base, que se adhiere a la estructura a través de resortes lineales de gran rigidez, de forma que la frecuencia propia del acelerómetro sea mayor que la frecuencia a medir en la estructura.

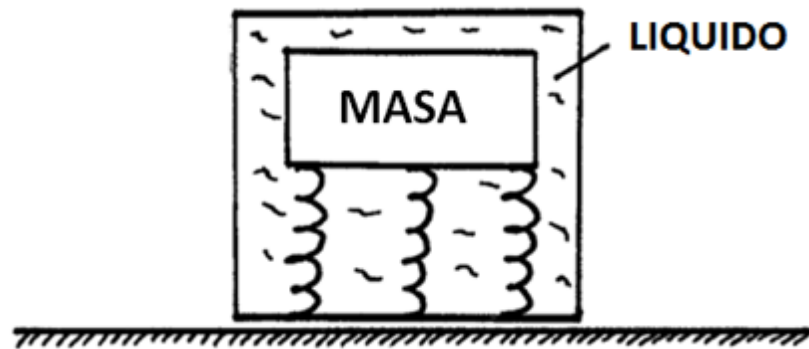


Figura 4.7. Esquema de Acelerómetro Mecánico de resortes de Gran Rigidez

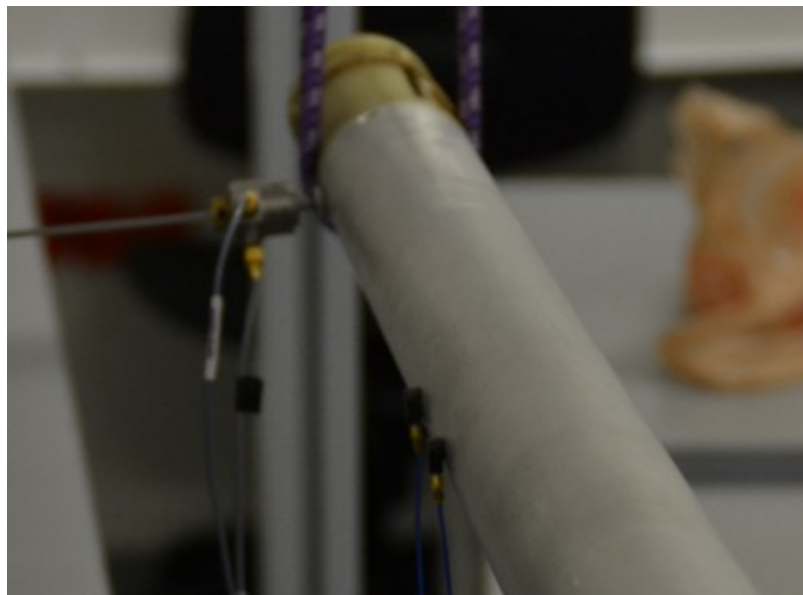


Figura 4.8. Vista de los acelerómetros montados en el cuerpo del cohete.

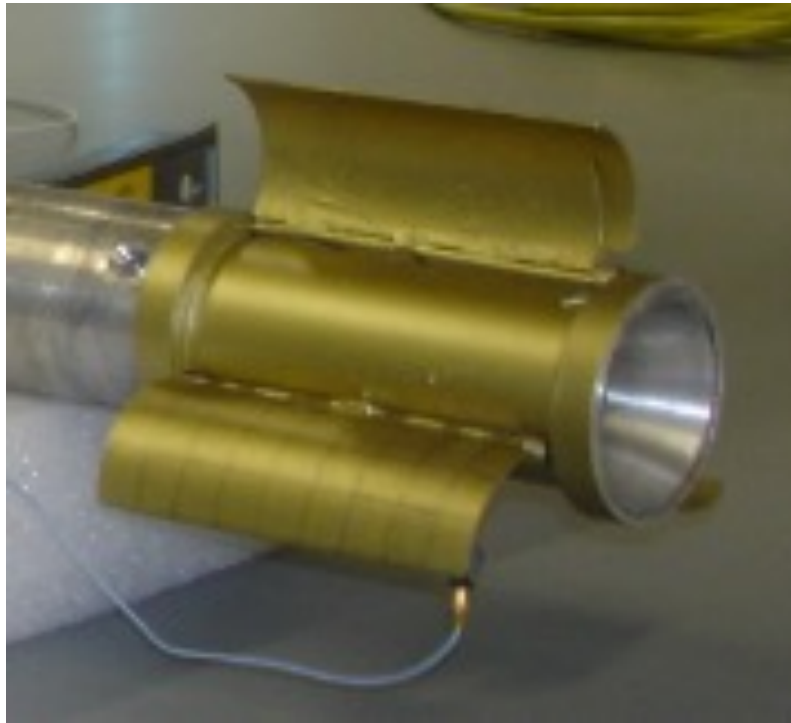


Figura 4.9. Vista posición de acelerómetro en aleta

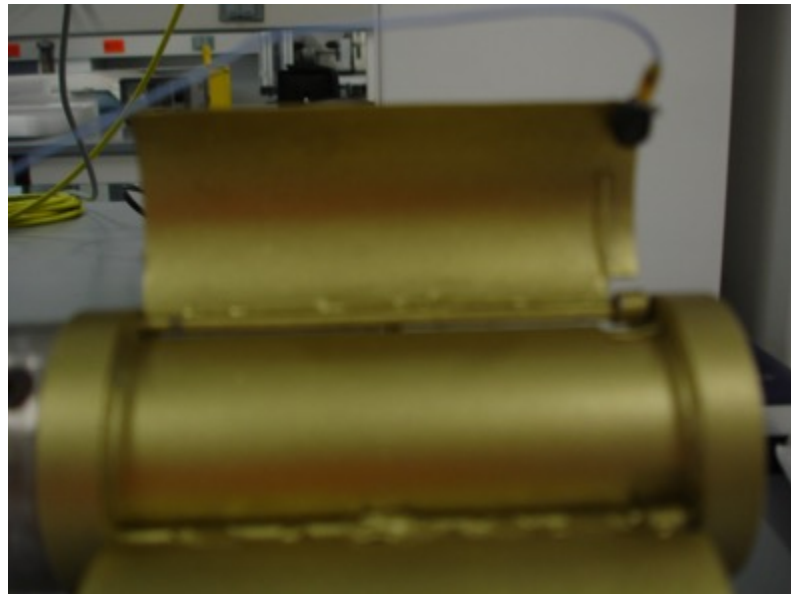


Figura 4.10. Otra vista posición de acelerómetro en aleta

4.3.4. Analizador de señal PCB

Las funciones de este dispositivo, varían desde amplificar la señal, hasta un filtrado de ruido que podría incluir la señal adquirida.



Figura 4.11. Analizador de señales.

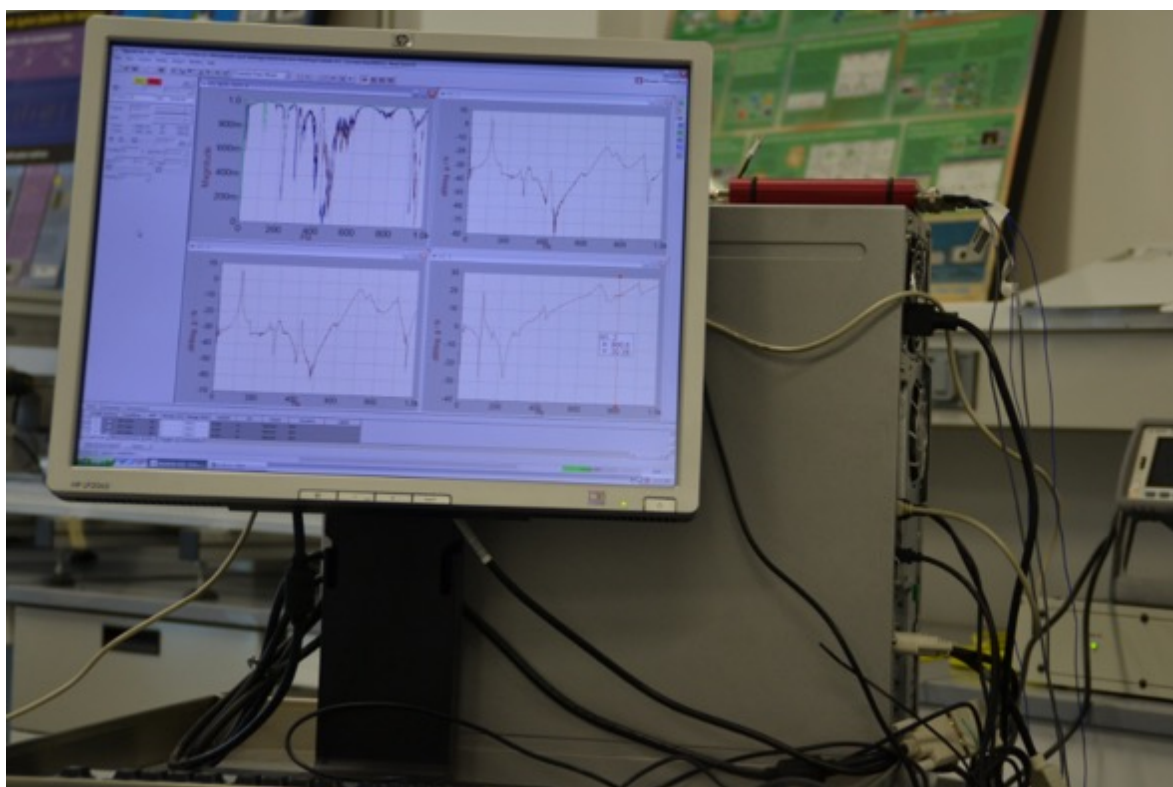


Figura 4.12. Presentación de gráficos de resultados en pantalla del PC



Figura 4.13.- Otra Presentación de gráficos de resultados en pantalla del PC

4.4.- Procedimiento

El papel de las pruebas de desarrollo es descubrir debilidades estructurales debidas al diseño y montaje técnicas y eliminar estos puntos críticos.

Se realizaron dos pruebas diferentes, una dedicada a verificar la vibración propia del cuerpo del cohete, y otra específicamente a las aletas estabilizadoras de la cola.

Las pruebas de vibración se llevan a cabo en toda la unidad montado en una estructura y/o mesa con el soporte del cohete. Prueba de todo el montaje asegura el diseñador que los problemas que surjan durante las pruebas serán las que se encuentran en el cohete en lugar de las derivadas del peculiar método de montaje de una parte particular de un componente.

En el prueba, la estructura del cohete debe ser cargado para tener una masa total simulada y distribución idéntica con el cohete en condiciones reales.

Puede ser suspendido horizontalmente desde acordes de choque elásticas que suministrar eficazmente la libre - vuelo libre-libre condiciones de contorno. La respuesta de la trama a las entradas de fuerza sinusoidal se puede señalar y es posible encontrar la frecuencia natural y formas de los modos.

4.4.1. Procedimiento de Pruebas

Aleta, para el caso particular de la aleta, se cuadriculo a razón de 10 mm, tal como muestra la figura 4.16, luego se fijó un acelerómetro en la parte posterior, para poder recopilar la respuesta mediante la prueba de impacto con martillo (excitador) se indujo en cada una de las cuadrículas observadas en la figura 4.14.

Con el martillo de impacto se aplicaron pequeños golpes en cada posición de la cuadrícula practicada en una aleta y obtener la respuesta, reconstruir las formas modales y obtener sus frecuencias naturales.

Cohete, se colocó el cohete colgado con cuerdas elásticas de una estructura fija, donde por medio de un Excitador electrodinámico, se indujo la perturbación estipulada. Luego a lo largo del cuerpo del cohete, cada 50 mm, se colocó un acelerómetro mecánico a fin de recopilar la respuesta para cada zona en específico y obtener la respuesta, reconstruir las formas modales y obtener sus frecuencias naturales. Figuras 4.1, 4.2 y 4.3.

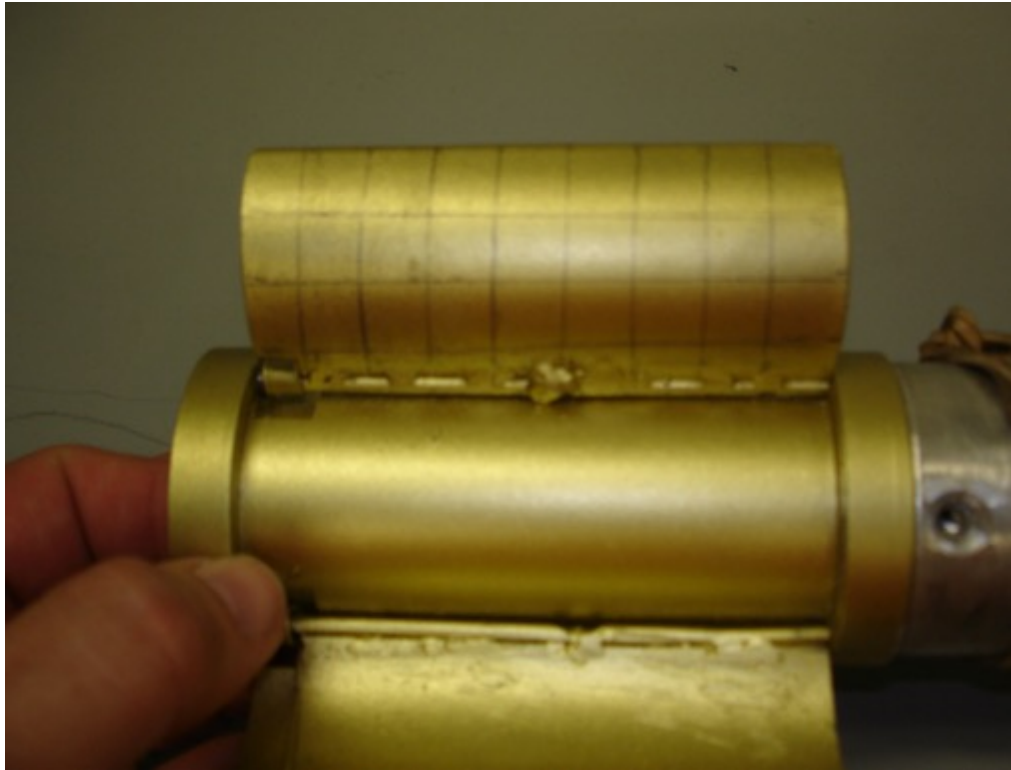


Figura 4.14. Cuadriculado realizado en la aleta para la toma de datos.

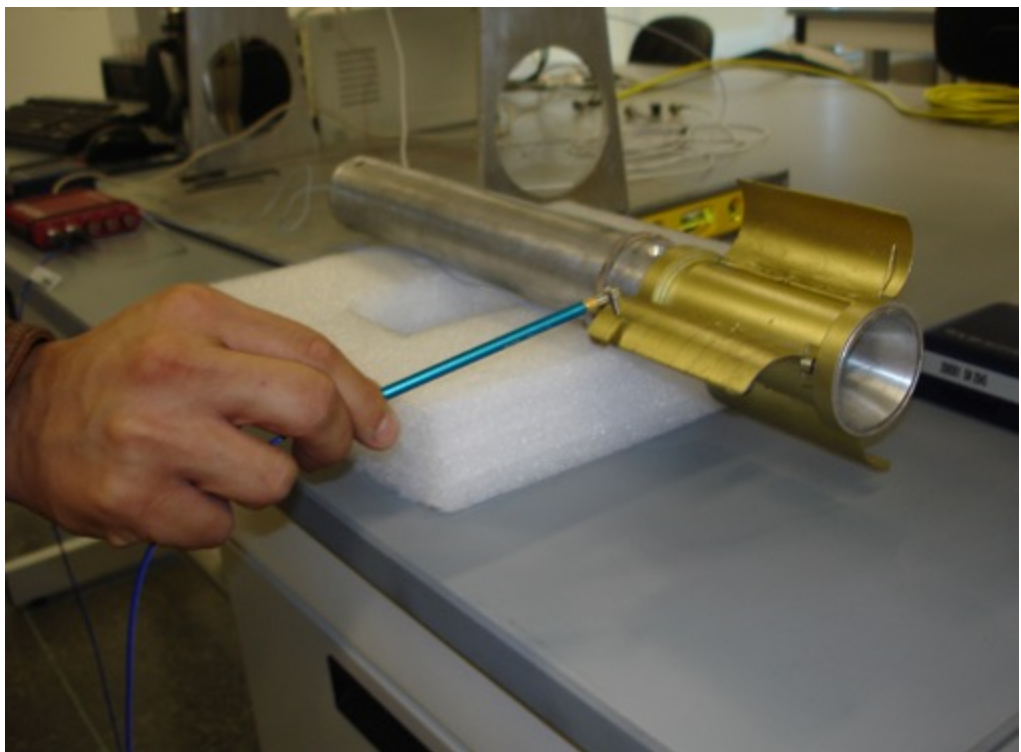


Figura 4.15. Procedimiento de excitación en las aletas, mediante excitador tipo martillo.

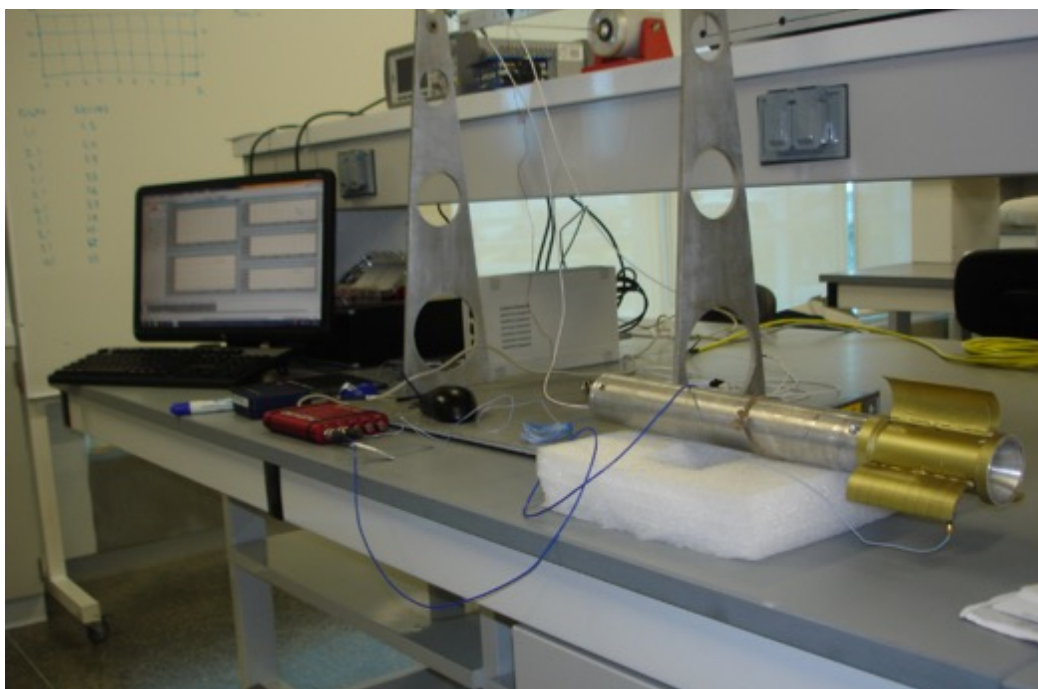


Figura 4.16. Vista general del montaje para las aletas

4.5.- Resultados

Al comienzo de un ensayo, no existe información exacta sobre la naturaleza del entorno de vibración. Especificaciones sólo pueden ser en forma de amplitudes de vibración más amplio de frecuencia rangos e incluir datos de frecuencia específicas.

La función de transferencia como se determina analíticamente es representada por las líneas continuas, mientras que el líneas de puntos son la misma función de transferencia hallada por la prueba.

Cuando un objeto recibe ondas de choque, éste de forma natural produce resonancia, en sí la frecuencia natural es el proceso que de manera natural es producido por las ondas de choque con los objetos.

A continuación veremos los resultados de vibración obtenidos en sus tres modos, tanto para el cuerpo de cohete, como de las aletas.

4.5.1. Graficas Respuesta en Frecuencia

4.5.1.1. Graficas de respuesta en frecuencia de las aletas

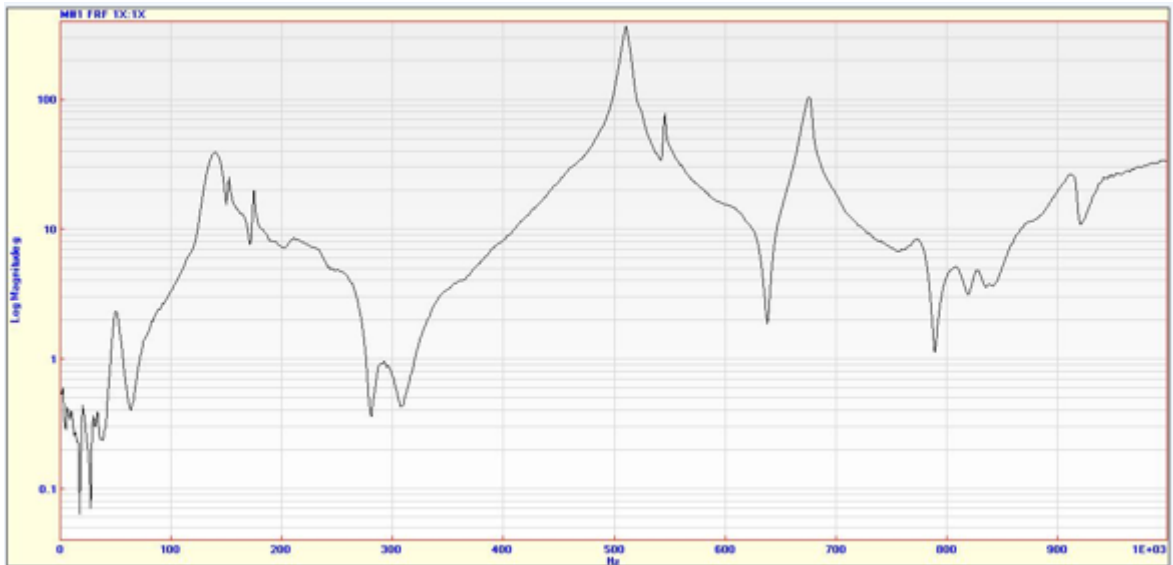


Figura 4.17.- Gráfica respuesta a la frecuencia (Hz) vs amplitud de vibración (g's)

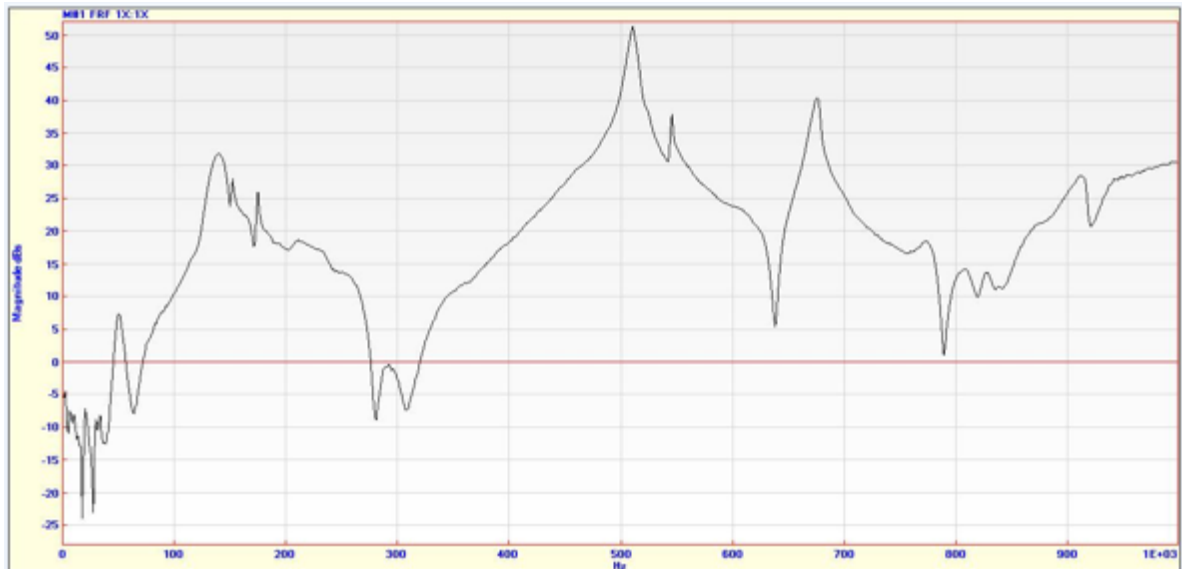


Figura 4.18.- Gráfica de respuesta a la frecuencia (Hz) vs amplitud de vibración (dB)

Discusión de los resultados de las Gráficas.

En las figuras 4.17 y 4.18, se presenta la respuesta en frecuencia solamente de la sección de las aletas. Ambas arrojan los resultados hasta una frecuencia de 1000 Hz, detectándose tres zonas de respuesta; la diferencia entre ellas es la magnitud de su respuesta, una en aceleración CG's y la segunda (figura 4.18) en dB.

Los resultados no varían ni en la magnitud de la frecuencia ni en su amplitud en los diferentes puntos estudiados. Las frecuencias de los 3 modos localizados en el rango de frecuencias analizadas, son los siguientes:

Frecuencia	Hz
1	145
2	514
3	678

El siguiente dato interesante es el comportamiento de la amplitud de estas respuestas, el punto mayor respuesta es el 2do, a 514 Hz, este punto cuenta con casi el doble del primero (30 dB el primer pico, 50 dB el segundo) y con un 25 % más que el tercero (50 Hz contra 40Hz del tercero). Esto significa que el modo predominante en la respuesta de las aletas es el segundo, siendo el que presenta mayor contribución modal.

4.5.1.2. Grafica de respuesta en frecuencia del Cohete



Figura 4.19.- Grafica de respuesta en Frecuencia Cohete, en N.

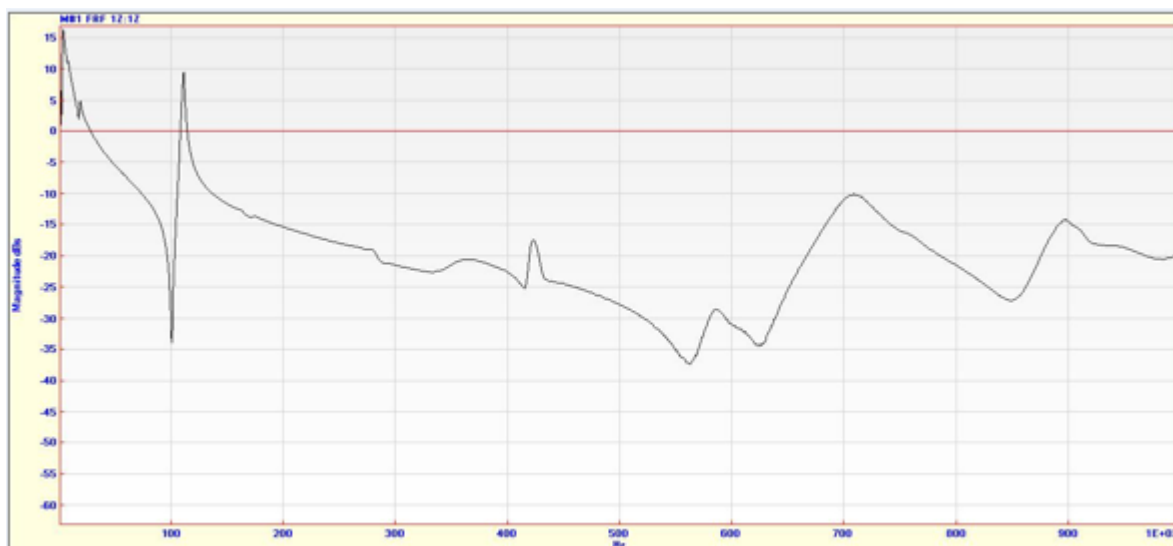


Figura 4.20.- Grafica respuesta en Frecuencia Cohete, en dB

Discusión de respuestas del cohete

En este caso se presentan las gráficas en dos magnitudes diferentes, dB (figura 4.20) y fuerza representada por N (figura 4.19). El rango de frecuencias se limitó a 1000 Hz, esto debido a que es de particular interés la localización de las primeras respuestas de la frecuencia natural que el cuerpo del cohete presente.

Los resultados analizados son 3, las primeras 3 respuestas en frecuencia, las cuales son:

Frecuencia	Hz
1	112
2	709
3	897

Estos tres picos se distinguen como respuesta en frecuencia debido a la amplitud registrada en las frecuencias mencionadas con anterioridad.

En el cohete completo se deduce que la frecuencia que responderá con mayor cantidad de energía sea la primera con 10 dB, y la tendencia es disminuir, ya que el segundo y el tercero son de menor intensidad. Debido a esto se puede concluir que el primer modo es el fundamental y el que contribuye mas a la respuesta vibratoria del cuerpo del cohete.

4.5.2. Comportamiento de los Modos Vibratorios

4.5.2.1. Aletas.

Primer Modo Frecuencia Natural (F_n) = 145 Hz
Porcentaje de Amortiguamiento = 0.195%

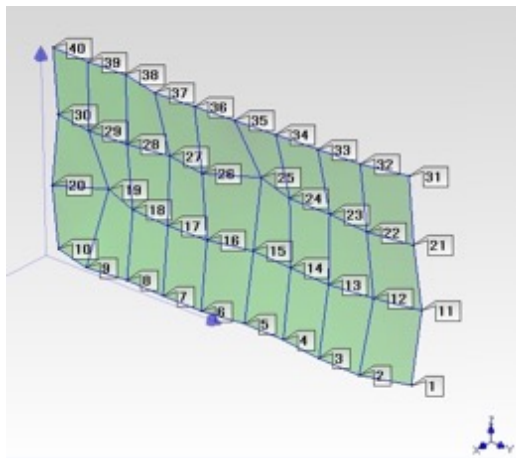


Fig. 4.21.- Grafica Aleta, primer modo (a)

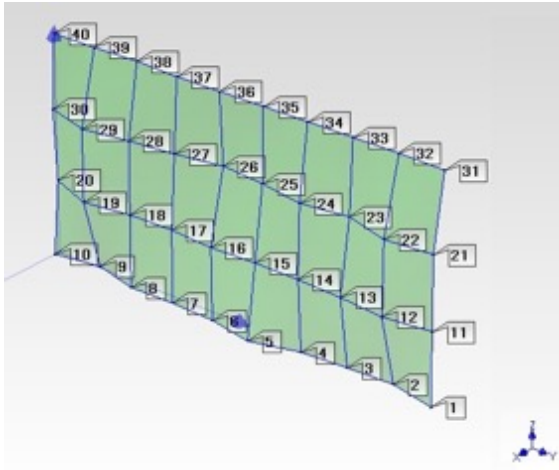


Fig. 4.22.- Grafica Aleta, primer modo(b)

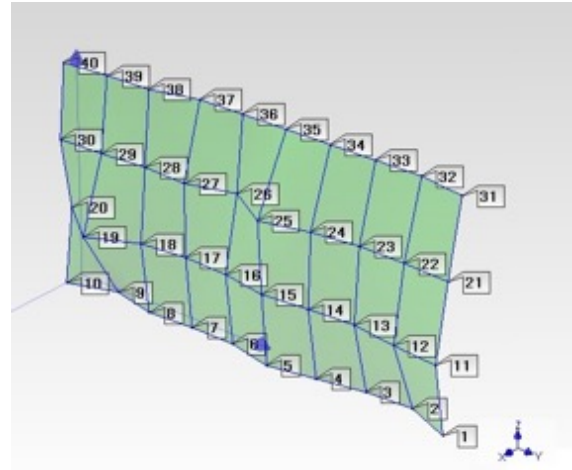


Fig. 4.23.- Grafica Aleta, primer modo(c)

Segundo Modo

$F_n = 514\text{Hz}$

Porcentaje de Amortiguamiento = 2.49%

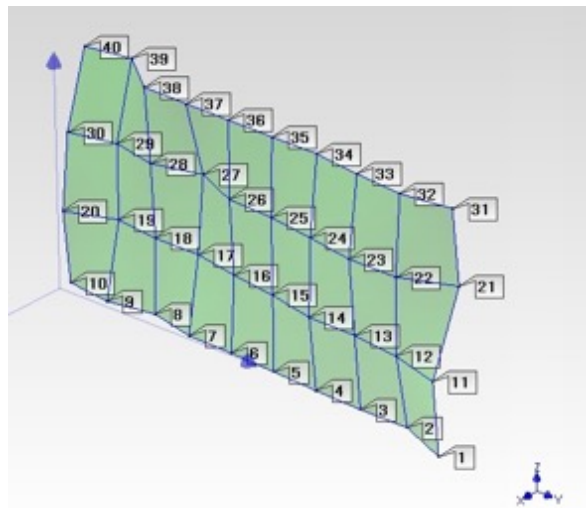


Figura 4.24.- Grafica Aleta, segundo modo(a)

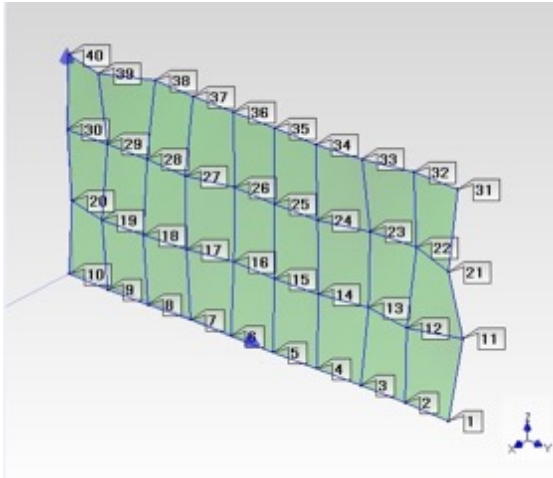


Fig. 4.25.-Grafica Aleta, segundo modo(b)

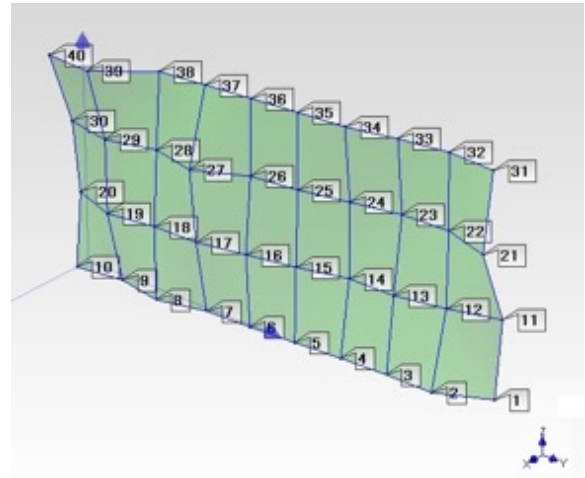


Fig. 4.26.- Grafica Aleta, segundo modo(c)

Tercer Modo

$F_n = 678\text{Hz}$

Porcentaje de Amortiguamiento = 0.328%

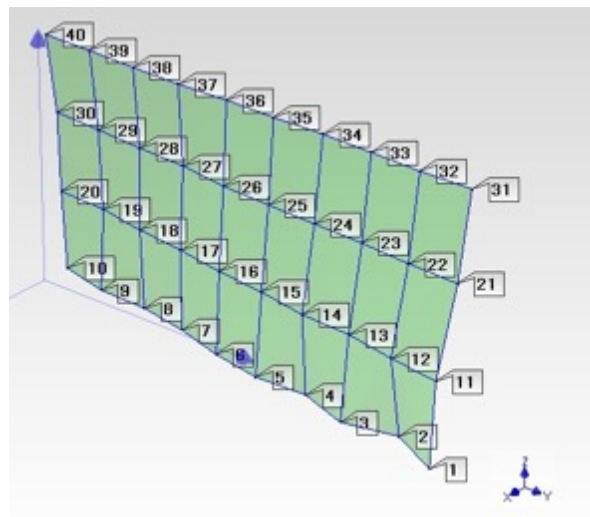


Figura 4.27.- Grafica Aleta, tercer modo (a)

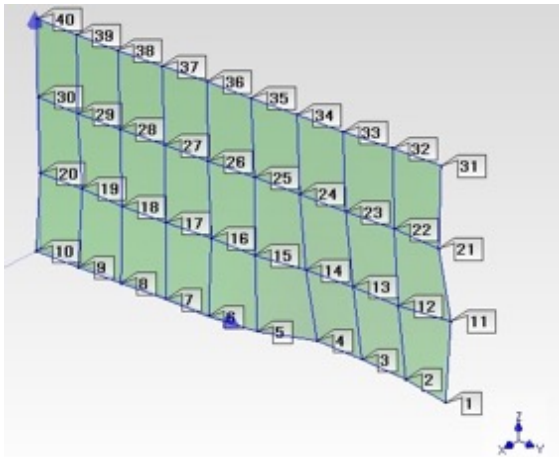


Fig. 4.28.- Grafica Aleta, tercer modo(b)

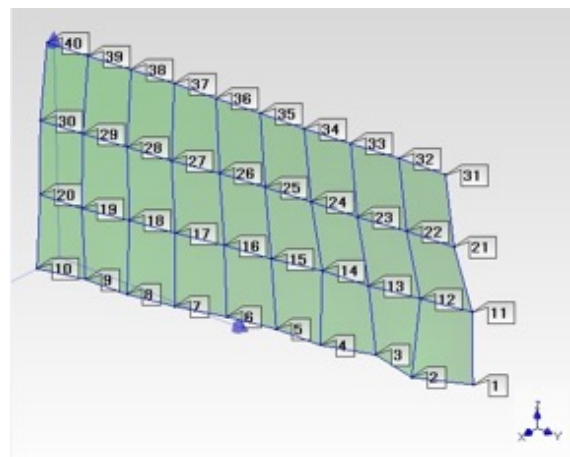


Fig. 4.29.- Grafica Aleta, tercer modo(c)

A partir de las gráficas en la sección anterior, se encontró que en las aletas del cohete las 3 primeras frecuencias naturales son: 145 Hz, 514 Hz y 678 Hz.

Los modos vibratorios que caracterizan cada una de estas frecuencias naturales, están expuestos en las imágenes previas.

En 145 Hz, encontramos nuestro primer modo (figuras 4.23, 4.24 y 4.25) el cual se ve caracterizado por un ligero movimiento oscilatorio global sobre el eje "X". Si se presta atención a 5 puntos de referencia: 40 y 10 en el extremo izquierdo, 15 en la zona central y los puntos 31 y 1 en la parte derecha; se observa como estos puntos se desplazan de igual manera, viniendo de $-X$, X llegando, localizado a $X - 1$ regresando.

Por su parte el segundo modo, localizado a 514 Hz (figuras 4.26, 4.27 y 4.28) muestra un movimiento distinto, ya que la parte que sufre mayor oscilaciones y de mayor intensidad es aquella en el extremo izquierdo, mientras que el resto

presenta escaso e inclusive nulo desplazamiento en algunas regiones (casi toda la parte central).

El tercer modo, a 678 Hz (figuras 4.29, 4.30 y 4.32) está definido con desplazamiento opuesto en las esquinas de esta aleta, esto quiere decir que mientras los puntos 40, 30, 20 y 10 (extremo izquierdo) están en $-X$, el extremo opuesto, puntos 31, 21, 11 y 1, están en X , y la parte central en puntos neutros. Llega un instante en el que la placa completa está alineada en X para después invertir los puntos anteriores (extremo izquierdo en $+X$ y el derecho en $-X$).

4.5.2.2. Cuerpo del Cohete

Primero Modo $F_n = 111\text{Hz}$

Porcentaje de Amortiguamiento = 1.08%

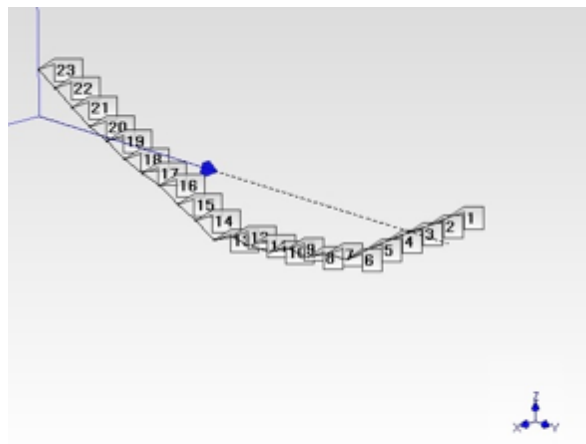


Figura 4.30.- Grafica Cohete, primer modo (a)

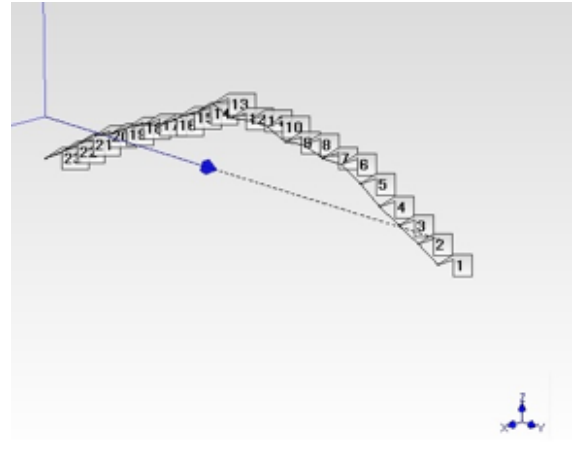
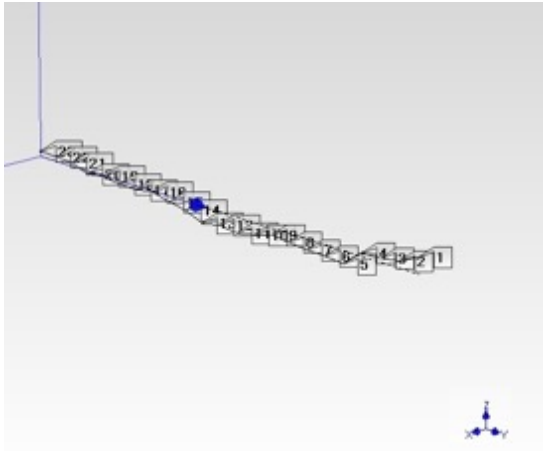


Fig 4.31.-Grafica Cohete, primer modo(b) Fig 4.32.-Grafica Cohete, primer modo(c)

Segundo Modo $F_n = 709\text{Hz}$

Porcentaje de Amortiguamiento = 0.0123%

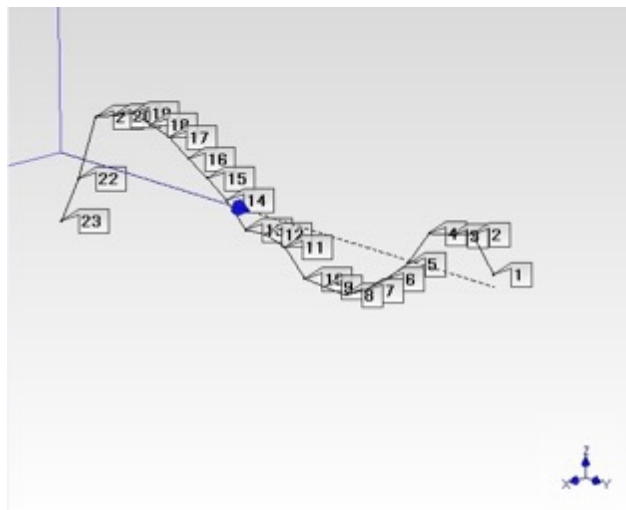


Figura 4.33.- Grafica Cohete, segundo modo (a)

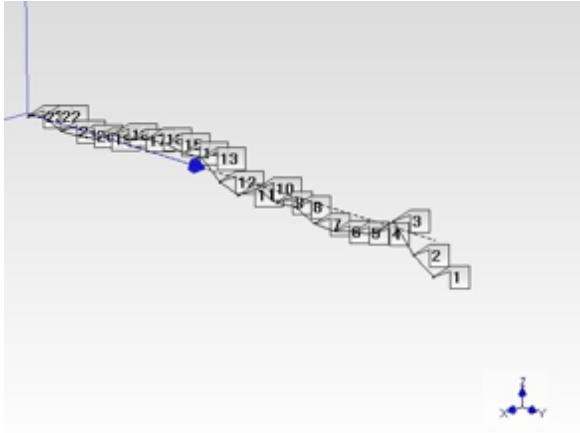


Fig 4.34.- Grafica Cohete, segundo modo(b)

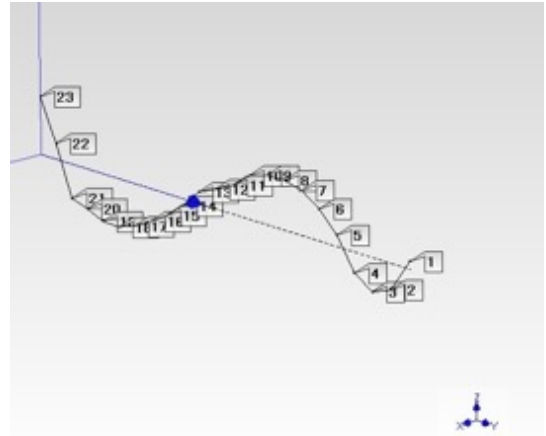


Fig 4.35.- Grafica Cohete, segundo modo(c)

Tercer Modo

$F_n = 897 \text{ Hz}$

Porcentaje de Amortiguamiento = 0.195%

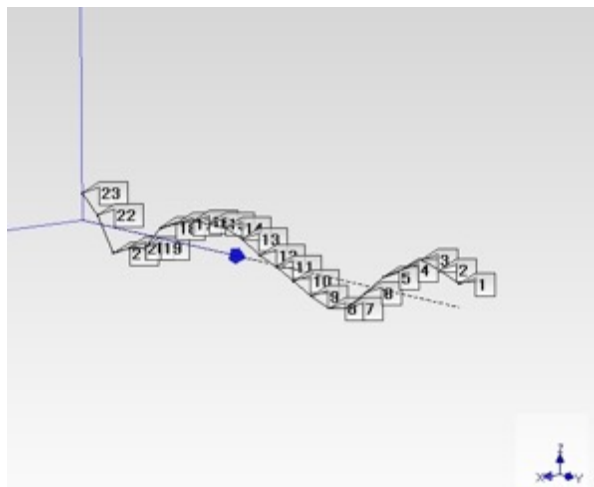


Figura 4.36.- Grafica Cohete, tercer modo (a)



Fig 4.37.- Grafica Cohete, tercer modo (b) Fig 4.38.- Grafica Cohete, tercer modo(c)

En lo que concierne al cuerpo del cohete, el comportamiento que sus modos vibratorios tienen, caracterizan por movimientos ondulares periódicos; estas ondas se incrementan conforme el modo vibratorio es mayor.

El primer modo (figuras 4.32, 4.33 y 4.34) localizado a 111 Hz, tiene un comportamiento de onda donde podemos ver que la parte central es la que se desplaza más, además solamente se está generando una sola ondulación, similar a una “cuerda de saltar”. Esto coincide con el comportamiento esperado para el primer modo vibratorio de una viga en condiciones de extremos libres.

El segundo modo (Figura 4.35, 4.36 y 4.37) localizado a 709 Hz, muestra una ondulación doble, esto quiere decir que cumple con lo esperado del segundo modo de una viga libre-libre, esto es: 3 Modos.

A 897 Hz encontramos el tercer modo, se caracteriza por presentar una oscilación con 3 secciones y 4 regiones que presentan un desplazamiento casi nulo, lo cual cumple con el modo de cualquier viga en condiciones libre-libre, 4 nodos.

4.5.3.- Discusión de los resultados

ALETAS		
MODOS	FRECUENCIA NATURAL	PORCENTAJE DE AMORTIGUAMIENTO
1er	145 Hz	0.195%
2do	514 Hz	2.490%
3er	678 Hz	0.328%

Tabla 4.1.- Tabla de resultados de las Aletas

CUERPO DEL COHETE

MODOS	FRECUENCIA NATURAL	PORCENTAJE DE AMORTIGUAMIENTO
1er	111 Hz	1.080%
2do	709 Hz	0.0123%
3er	897 Hz	0.195%

Tabla 4.2.- Tabla de resultados del cuerpo del cohete

4.6.- Sumario

La aeroelasticidad es la ciencia que se encarga de estudiar la interrelación entre las fuerzas elásticas aerodinámicas e inerciales permitiéndonos de esta manera poder conocer la distribución real de la sustentación sobre el ala teniendo en cuenta el efecto de las deformaciones a flexión auto excitada por la propia sustentación.

Con lo anterior queremos resaltar la importancia de la realización de los ensayos Aero elásticos en tierra que deben ser practicados de fabricar una parte o aeronave, determinando muchos parámetros de importancia relacionados con la aeronave como son la vibración autoexcitada debido al viento (Flutter), rigidez y amortiguamiento tanto en la superficies fijas, como las de control.

En el caso del cohete, son sumamente importantes para su mayor fiabilidad y un alto rendimiento, el diseñador debe tener y aplicar vibración simulada a fin de obtener datos en las etapas apropiadas de desarrollo, diseño, pruebas y mantenimiento de componentes del artefacto y sus sistemas.

Se realizó un Análisis modal a fin de determinar las frecuencias naturales y modos de vibrar propios de la aleta y el cuerpo del cohete. Con esto se obtuvieron diversas graficas de respuesta. Se concluye que para el caso de las aletas, el segundo modo es el predominante y es de tipo torsional, y en el cuerpo del cohete, el primer modo flexural es el que presenta mayor contribución modal, similar a l de una viga libre-libre.

CAPITULO 5

CONCLUSIONES GENERALES Y RECOMENDACIONES A FUTURO

5.1.- Conclusiones generales

- Se demostró matemáticamente y de manera visual que el diseño de las aletas del cohete fue satisfactorio, y con medidas ideales para la adaptación de aletas plegables. El diseño de un cohete implica mucho esfuerzo tanto en el cálculo teórico, así como en el correcto maquinado de las partes que lo conforman.
- Durante la manufactura de algunas de las partes, aunque fue realizada por torneros calificados, se presentaron algunos inconvenientes, como fueron la selección de materiales para el mejor acabado e inclusive el proceso de las soldaduras requeridas. La manufactura de este modelo de cohete puede ser realizada con materiales a costos relativamente bajos.
- En lo concerniente a la simulación y análisis numérico, la capacidad de cálculo de las computadoras utilizadas, dificultaban la realización de la simulación con una malla poco definida.
- El real logro y valor agregado de este trabajo fue realizar el estudio de los efectos que produce cada parte sensible de un cohete mediante diferentes metodologías de cálculo avanzado. De esta manera, se deja constancia y antecedente de todo un proceso de cálculo y optimización que puede ser usado sobre cualquier cohete o misil, existente, en desarrollo o en proyecto.

- Para el proceso de simulación, se realizó considerando únicamente aire como fluido de trabajo, ya que era tan solo para verificar el funcionamiento de las aletas del cohete.
- Efectos de la vibración del medio ambiente deben ser considerados cuidadosamente para un cohete con éxito. Pruebas previstas ayudarán a los ingenieros a determinar las especificaciones ambientales y de vibración, elegir sistemas compatibles y poner resistencia a las vibraciones en los componentes.
- Los procedimientos para minimizar los efectos de la vibración que se han discutido son de ninguna manera completa. En general, son los más destacados necesarios para el programa de vibración, que en su forma abreviada es:
 -
 - 1) Determinar la vibración del medio ambiente y especificación.
 - 2) Seleccione los sistemas compatibles.
 - 3) la resistencia de diseño de vibración en componentes.
 - 4) Prueba y re-diseño para eliminar defectos de vibración.
 - 5) Utilización de un mínimo de pruebas de vibración para la calidad de los resultados.
- Partiendo de los resultados obtenidos de las características originales del cohete, se analizaron las partes que más influyen en la resistencia y se determinó que el perfil de las aletas no afecta perceptiblemente a la resistencia de la misma.
- Las variaciones de las presiones del fluido sobre el cuerpo a lo largo de la trayectoria de vuelo varían muy poco, los cambios pueden considerarse despreciables, por lo cual se puede concluir que las aletas no generaran un cambio de presión brusco en el modelo que pueda hacer inestable al modelo.

- Para vibraciones naturales, los datos de frecuencia cuantitativa deben ser tomados en cuenta antes de la fabricación. Las frecuencias naturales y los modos de flexión de vibración de la estructura del cohete puede determinarse con justa exactitud por medios analíticos.

5.2.- Recomendaciones

- Para trabajos posteriores, es de mucha importancia, las pruebas que se puedan realizar usando combustible sólido como medio de impulso para el cohete. Esto dará mejor perspectiva sobre el funcionamiento del mismo y su trayectoria balística.
- El diseño y construcción de un banco de pruebas para cohetes de estas dimensiones, ubicado en instalaciones seguras, con la capacidad de probar cohetes de diferentes tamaños. El banco de prueba experimental, deberá contar con instrumentación adecuada, a fin de poder recopilar datos de empuje, tiempo de combustión, capacidad de rotación y tiempos de la prueba en general.
- La continuación del desarrollo de esta investigación-proyecto es factible, y se recomienda el uso de tunes de viento a fin de representar las simulaciones de las fuerzas y cargas respectivas.

NOMENCLATURA

Ma = Numero Mach

v = velocidad local

c = velocidad del sonido

V_0 = velocidad inicial

u = velocidad de los gases de escape relativo al cohete

UR = fuerza de empuje del cohete

V_{eq} = velocidad de salida

p_0 = presión de la corriente libre

I_{sp} = impulso específico

MR = cantidad de propelente requerido

v_e = Velocidad de escape a la salida de la tobera, m/s

T = Temperatura absoluta del gas de entrada, K

R = Constante universal de los gases ideales = 8314.5 J/(kmol·K)

M = Masa molecular del gas, kg/kmol

$k = c_p/c_v$ = Coeficiente de dilatación adiabática

F_n = Frecuencia Natural

m = masa

t = tiempo

c_v = calor específico del gas a volumen constante

p = la presión de salida

Isp = impulso específico

D = arrastre total

D_{NC} = el arrastre del cono de la nariz

D_{BT} = el arrastre del tubo del cuerpo

D_F = la resistencia de las aletas

x = la distancia desde una línea de referencia al Datum

D_W = un incremento de peso

W = el peso total del objeto

g = constante de gravitación (32,2 pies/seg² en unidades inglesas y 9,8 metros/seg² en SM)

CG = centro de gravedad

CP = centro de presiones

R = la constante de gas = 8314.5 J/(kmol·K

V_F = velocidad de Flutter o velocidad crítica de Flutter

W_F = frecuencia de Flutter, W_F

BIBLIOGRAFIA

[1]: <http://www.aircav.com/hydra70.html>

[2]: <http://www.geog.ucsb.edu/~jeff/115a/history/v2.html>

[3]: **Blinder Daniel**, "Política misilística en contexto bélico-autoritario: V2 y Cóndor II en perspectiva comparada". *V Congreso Latinoamericano de Ciencia Política*. Asociación Latinoamericana de Ciencia Política, Buenos Aires. (2010)

[4]: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/rocket/rktengine.html>.....Teoría Cohetes NASA

[5]: **Becerril Buitrón, Porfirio**. "Construcción y Lanzamiento de los Cohetes SCT1 y SCT2", escrito por el Ing. Porfirio Becerril Buitrón, en ese entonces Director General Adjunto de Operaciones de Ferrocarriles de la SCT. El artículo original aparece en el número 9, volumen 2 de la Revista "*Comunicaciones y Transportes*" de noviembre-diciembre 1960 que publicaba la SCT.

[6]: **Martinez Mendoza, Jose Refugio** "Cabo Tuna, una aventura espacial en San Luis Potosí", Museo de la Ciencia de San Luis Potosí, San Luis Potosí, México, 2010.

[7]: **Ing. Porfirio Becerril Buitrón** Artículo "Construcción y Lanzamiento de los Cohetes SCT1 y SCT2", escrito en ese entonces Director General Adjunto de Operaciones de Ferrocarriles de la SCT. El artículo original aparece en el número 9, volumen 2 de la Revista "*Comunicaciones y Transportes*" de noviembre-diciembre 1960 que publicaba la SCT.

<http://karlozduarte.blogspot.mx/2013/05/mexico-entro-la-carrera-espacial-en.html>

[8]: <http://www.youtube.com/watch?v=C0rdsAfXr68>Historia de Cohetes en México. "Cabo Tuna, una aventura espacial en San Luis Potosí" de **José Refugio Martínez Mendoza**, editado por el Museo de la Ciencia de San Luis Potosí, San Luis Potosí, México, 2010.

[9]: **Centro de Documentación y Archivo Histórico, UANL**, Artículo publicado en el Boletín del centro, en Año 2, número 18, 2011.

[10]: **Pablo J. Vilara, Elvio Heidenreicha, Enrique R. Dicka** "Optimización Aerodinámica del Cohete Slam Pampero con la Aplicación de Métodos Numéricos de Cálculo". Laboratorio de Simulación y Diseño, Escuela Superior Técnica del Ejército "General Manuel Nicolás Savio", Cabildo 15, C1426AAA Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina.

[11]: **Villanueva Jiménez, Fredy Marcell** "Análisis de la estructura de un cohete por el método de los elementos finitos". Universidad Nacional de Ingeniería. Programa Cybertesis Perú, 2001.

[12]: **Terry A. Wesshaar**, Aeroelasticity (Made Simple), Armstrong Hall 3329, Purdue University

[13]: **Terry A. Weisshaar**, Aeroelasticity, an introduction to Fundamental problems – with an historical perspective, examples and homework problems, Purdue University 1995 (3rd edition 2012)

[14]: **Dewey H. Hodges and G. Alvin Pierce**, Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity, Cambridge Aerospace Series

- [15]: **Sparlart, P.R and Allmaras, S.R.** A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, January 6-9, 1992.
- [16]: **Steven R. Allmaras, Forrester T. Johnson and Philippe R. Sparlart.** Modifications and Clarifications for the Implementation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model. Corresponding author: steven.r.allmaras@gmail.com
- [17]: **Quelal, K., & Patricio, H.** “Diseño y simulación mediante las herramientas CFD de ANSYS de la aerodinámica de un cohete amateur en cuanto a su estructura externa conjuntamente con la tobera y validación con un prototipo en túnel de viento” Artículo Científico, (2013).
- [18]: **Amezaga Zegarra, Sebastián,** “Estudio del efecto de suelo sobre las características Aerodinámicas de las superficies sustentadoras” Tesis de grado para optar por el Título de Ingeniero Mecánico, Pontificia Universidad Católica del Perú, Facultad de Ciencias e Ingeniería, Lima-Perú, 2005.
- [19]: **R.L. Bisplinghoff and H. Ashley,** Principles of Aeroelasticity (John Wiley and Sons, Inc., 1962)
- [20]: **Sanchez Rangel, Francisco Javier,** “Medición y Análisis de las variaciones en el nivel de un modelo Físico empleando Imágenes” propuesta de Tesis para obtener el grado de Maestro en Ciencias de la Computación, Universidad Autónoma Metropolitana, Unidad Azcaspotzalco, Julio 2009.
- [21]: **Dr. B. Levine and G.F. Cristopher.** “Missile Vibration Control Through environmental Testing Program”. Special Defense Projects Department General Electric Company. AERO DIGEST, July 1955. Copyright by Aeronautical Digest Publishing Corporation.

[22]: **R.A. Newton**, "Free Vibrations of Rocket Nozzles" AIAA Journal, Vol. 4, No. 7 (1966) pp 1303-1305

[23]: **Jorge P. Arenas Ravi N. Margasahayam**, Noise and Vibration of spacecraft structures (Ruido y Vibración de estructuras de vehículos espaciales). Recibido 5 de agosto de 2005, aceptado el 11 de septiembre de 2006. Revista chilena de ingeniería, vol. 14 N° 3, 2006, pp. 251-264

[24]: **Pimentel Villasmil, Pablo Emilio** "Diseño de un Modelo Gerencial para la Sección de Control de Calidad de Mantenimiento Aeronáutico del Comando de Apoyo Aéreo de las F.A.C.", Maestría en Gerencia de Mantenimiento. IUPFAN, Caracas, Venezuela, 1989.

[25]: **Pimentel Villasmil, Pablo Emilio** "apuntes de clases cohetes", Ingeniería Aeronáutica. IUPFAN, Maracay, Venezuela, 1985

[26]: **Thomson, William Tyrrell**. Introduction to Space Dynamics Dover Publications, Inc. New York, U.S.A. 1986.

[27]: <http://disgoo.com/profiles/blogs/el-funcionamiento-de-un-transbordador-espacial>

[28]: **Cuesta Alvarez, Martin**, Motores a Reacción, Tecnología y operación de vuelo, Editorial Paraninfo, Madrid, 1980

[29]: **Military Hand Book M-HDBK-762**, Design of Aerodynamically Stabilized Free Rockets, Department of Defense, USA, 15 July 1990.

[30]: **Yahya, S.H.** Fundamentals of Compressible Flows with Aircraft and Rocket Propulsion, Third Edition, USA, SI units.

[31]: **Henequet, Gonzalo** "apuntes de clases cohetes", Ingeniería Aeronáutica, IUPFAN. Maracay, Venezuela, 1985.

[32]: **Fernández, Vladimir** "apuntes de clases cohetes", Ingeniería Aeronáutica, IUPFAN. Maracay, Venezuela, 1985.

[33]: *Mechanical; ANSYS*, <http://www.ansys.com/>

[34]: **John D. Anderson Jr.**, *Fundamentals of Aerodynamics, Fifth Edition 2007 USA*.

[35]: **Sparlart, P.R and Allmaras, S.R.** A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows. 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, Nevada, January 6-9, 1992.

[36]: *NASA, models* <http://turbmodels.larc.nasa.gov/spalart.html>

[37]: **Virginia Badiola, Jesús María Pintor y Gorka Gainza**, "Análisis Modal Teórico Experimental del Conjunto Carcasa y Rodadura del Eje Motriz de un Vehículo Industrial ", Dana Equipamientos S.A., Polígono Industrial Landaben calle E s/n, 31080 Pamplona (España).

[38]: **Patankar, Suhas V.** . Numerical Heat Transfer and Fluid Flows. Taylor and Francis Publishers, U.S.A., 1980.

[39]: **Juan José Arbeláez T., Juan Pablo Marín Q.** Modelado multicuerpo de un cuarto de vehículo liviano, utilizando el software visualnastran para ser evaluado, bajo los criterios de la norma eusama en cuanto a la adhesión. Universidad Tecnológica de Pereira. Vol. 1, núm. 35 (2007)

[40]: **Ashlet, Holt & Landahl, Marten.** Aerodynamics of Wings an Bodies Dover Publications, Inc, New York, U.S.A., 1965.

[41]: **Cengel, Yunus,** Termodinámica. 5ta Edición México

[42]: **Eugene L. Fleeman,** Tactical Missile Design, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston; Virginia, 2001

[43]: **Military Standard Book M-STD-2131A(AS),** Launcher Ejection, Guided Missile Aircraft, General Design Criteria, Department of Defense, USA, 4th April 1983.

[44]: **Anderson Jonathan, B. H. Durston y M. Paole.** Redacción de Tesis y Trabajos Escolares. Trad. Andrés María Mateo, Ed. Diana, México, 1982.

[45]: **Baena Paz, Guillermina.** Manual para Elaborar Trabajos de Investigación Documental. Ed. Editores Mexicanos Unidos, México, 1991.

LISTA DE FIGURAS Y TABLAS

Figura	Página
--------	--------

CAPITULO 1

1.1.- Vista de un lanza cohete múltiple.....	16
1.2.- Imagen del cohete V2.....	22
1.3.- Esquema básico de un cohete.....	35

CAPITULO 2

2.1.- La forma de la nariz.....	43
2.2.- La comparación entre una aleta y un ala.....	45
2.3.- Las Aletas no influyen en la sustentación.....	46
2.4.- Toberas Transbordador Espacial.....	47
2.5.- Configuración Interna de combustible sólido.....	49
2.6.- Efecto de 3ra Ley de Newton.....	50
2.7.- La Tobera de escape.....	51
2.8.- Fuerzas Aerodinámicas durante la derivación de velocidad en vuelo.....	52
2.9.- Fuerzas sobre el cuerpo de un cohete.....	56
2.10.- Determinación del Centro de Gravedad.....	58
2.11.- Como el centro de gravedad afecta la estabilidad de un cohete.....	60
2.12.- Vista de Cohete.....	63
2.13.- Movimiento de rotación del cohete.....	65
2.14.- Triangulo de COLLAR.....	70

CAPITULO 3

3.1.- Longitud del prototipo del Rocket.....	78
3.2.- Geometría de aletas propuestas	79
3.3.- Diseño de Aleta Plegables	79
3.4.- Cantidad de aletas para el prototipo	80
3.5.- Ángulos de determinación de geometría.....	80
3.6.- Punta del Cono de Nariz.....	81
3.7.- Vista frontal del prototipo.....	82
3.8.- Ensamble de las aletas con el cuerpo	82
3.9.- Simulación tobera de escape.....	83

3.10.- Vista General del Cohete	83
3.11.- Volumen de control.....	85
3.12.- Mallado de Volumen de control	85
3.13.- Mallado del Cohete	86
3.14.- Mallado de parte secundaria del túnel virtual.....	87
3.15.- Mallado volumen de control secundario	87
3.16.- Datos del mallado.....	88
3.17.- Entrada de flujo de aire	88
3.18.- Contendor de flujo (Volumen de control).....	89
3.19.- Cara de salida del “Volumen de control”.....	90
3.20.- Ingreso de valores atmosféricos para condición de vuelo.....	90
3.21.- Condiciones de frontera pre establecidas	92
3.22.- Modelo de turbulencia	93
3.23.- Requisitos de interacción y convergencia.....	93
3.24.- Distribución de velocidad Mach 0.3 modo frontal.....	94
3.25.- Distribución de velocidades Mach 0.3 longitudinal.....	95
3.26.- Comportamiento de la presión en el análisis.....	96
3.27.- Distribución de velocidad Mach 0.5 modo frontal.....	97
3.28.- Distribución de velocidades Mach 0.5 longitudinal.....	98
3.29.- Comportamiento de la presión en el análisis.....	99

CAPITULO 4

4.1.- Vista General del montaje del cohete	107
4.2.- Otra vista del montaje del cohete	107
4.3.- Vista lateral del excitador de Inercia	108
4.4.- Excitador de inercia.....	109
4.5.- Vista del montaje de un Excitador de Inercia.....	109
4.6.- Otra vista del montaje de un Excitador de Inercia	110
4.7.- Esquema de Acelerómetro Mecánico de resortes de Gran Rigidez..	111
4.8.- Vista de los acelerómetros montados en el cuerpo del cohete.....	111
4.9.- Vista posición de acelerómetro en aleta	112
4.10.- Otra vista posición de acelerómetro en aleta.....	112
4.11.- Analizador de señales	113
4.12.- Presentación de gráficos de resultados en pantalla del PC.....	113
4.13.- Otra Presentación de gráficos de resultados en pantalla del PC....	114
4.14.- Cuadriculado en la aleta para la toma de datos.....	115

4.15.- Procedimiento de excitación en las aletas	116
4.16.- Vista general del montaje para las aletas	116
4.17.- Gráfica respuesta a la frecuencia (Hz) vs amplitud de vibración (g's).....	118
4.18.- Gráfica de respuesta a la frecuencia (Hz) vs amplitud de vibración (dB).....	118
4.19.- Grafica respuesta en Frecuencia Cohete (a).....	120
4.20.- Grafica respuesta en Frecuencia Cohete (b).....	120
4.21.- Grafica Aleta, primer modo (a).....	122
4.22.- Grafica Aleta, primer modo (b).....	122
4.23.- Grafica Aleta, primer modo (c).....	122
4.24.- Grafica Aleta, segundo modo (a).....	123
4.25.- Grafica Aleta, segundo modo (b).....	123
4.26.- Grafica Aleta, segundo modo (c).....	123
4.27.- Grafica Aleta, tercer modo (a).....	124
4.28.- Grafica Aleta, tercer modo (b).....	124
4.29.- Grafica Aleta, tercer modo (c).....	124
4.30.- Grafica Cohete, primer modo (a).....	126
4.31.- Grafica Cohete, primer modo (b).....	126
4.32.- Grafica Cohete, primer modo (c).....	126
4.33.- Grafica Cohete, segundo modo (a).....	127
4.34.- Grafica Cohete, segundo modo (b).....	127
4.35.- Grafica Cohete, segundo modo (c).....	127
4.36.- Grafica Cohete, tercer modo (a).....	128
4.37.- Grafica Cohete, tercer modo (b).....	128
4.38.- Grafica Cohete, tercer modo(c).....	128

APENDICES

APENDICE 1

A1.1.- Soporte para el cohete	152
A1.2.- Vista del Tacómetro Óptico Digital	152
A1.3.- Perspectiva del cohete en el soporte sobre el carro.....	154
A1.4.- Vista de frente del cohete en el soporte sobre el carro.....	154
A1.5.- Otra vista General sobre el vehículo.....	155
A1.6.- Vista desde el interior del carro usando una cámara y transmitiendo a una tableta.....	155

APENDICE 2

A2.1.- Introducir de Presión.....	157
A2.2.- Selección de modelo de viscosidad.....	158
A2.3.- Condiciones de flujo de aire	159
A2.4.- Condiciones atmosféricas de operación.....	159
A2.5.- Referencia de solido	160
A2.6.- Ingreso de la velocidad	161
A2.7.- Condiciones de salida	161
A2.8.- Solución de flujo.....	162
A2.9.- Inicialización del flujo – velocidad.....	162
A2.10.- Residuales del análisis.....	163
A2.11.- Valores de referencia para el análisis	164
A2.12.- Interacción.....	164

APENDICE 3

A3.1.- Campo de acción del mallado del cohete	166
---	-----

TABLAS

CAPITULO 1

Tabla 1.1.- Cronograma de Actividades de Investigación/Metodológicas..	37
--	----

CAPITULO 3

Tabla 3.1- Puntos para líneas de medida de presión.....	81
---	----

CAPITULO 4

4.1.- Tabla de resultados de las Aletas.....	130
4.2.- Tabla de resultados del cuerpo del cohete.....	130

APENDICES

A1.1.- Tabla de resultados	153
----------------------------------	-----

GLOSARIO

Aeolipile. Aparato redondo usado para mostrar el efecto de la fuerza producida por el lanzamiento de gas.

Aleta. Una superficie pequeña, plana que utiliza el flujo de aire para estabilizar un cohete.

Apéndice. Serie de documentos, notas o adiciones que sirven para explicar o aclarar el texto.

Arrastre. Fuerza de fricción opuesta movimiento de un objeto. Se genera por la interacción y contacto de un cuerpo sólido con un fluido (líquido o gas).

Asesor. Especialista a quien por razón de oficio, le incumbe aconsejar, dictaminar, informar o ilustrar con su opinión o parecer, sobre materias o actividades que requieren dictamen o resolución. Es quien acepta la responsabilidad de orientar al sustentante en la planeación, desarrollo y presentación de su tesis.

Cámara de Combustión. Cilindro a presión que donde se produce la combustión.

CAD (Computer Aided Design): Diseño asistido por computadora.

Centro de Gravedad (CG). La ubicación promedio del peso de un objeto (es decir, el punto de equilibrio).

Centro de Presión (CP). La ubicación promedio de la variación de la presión sobre un objeto. (Para un barco de vela, esto sería cerca del centro de la vela)

CFD (Computational Fluid Dynamics): Dinámica Computacional de los Fluidos.

CIIIIA. Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica

Cohete. Vehículo o aeronave que obtiene su empuje por la reacción de la expulsión rápida de gases de combustión desde un motor cohete.

Cohete Híbrido. Cohetes que utilizan combustible sólido y combustible líquido.

Combustible Sólido. Mezcla plástica compuesta por un agente oxidante, un combustible y otros materiales que actúan como catalizadores y estabilizadores.

Combustión. Reacción química exotérmica en la que un elemento combustible se combina con un agente oxidante, desprendiendo calor.

Convertidor Analógico-Digital. Elemento electrónico que transforma las señales analógicas, en señales digitales, con el propósito de facilitar su procesamiento.

Criterio de Von Mises. Es el que predice que un material dúctil sufría fallo elástico cuando la energía de distorsión elástica rebasaba cierto valor.

Empuje. Fuerza que experimenta un motor cohete por la expulsión de los gases de combustión a gran velocidad a través de la tobera.

Impulso Específico. Relación entre el impulso total y el flujo másico del combustible sólido.

Impulso Total. Cantidad de empuje que proporcionara un motor durante su funcionamiento.

Lanza cohetes múltiples. Es un tipo de sistema de artillería de cohetes no guiada. Al igual que otra artillería de cohete, los lanzacohetes múltiples tiene menos precisión y mucho menos ratio de fuego que las baterías de cañones de artillería tradicionales. Sin embargo, al ser múltiples, tienen la capacidad de poder lanzar simultáneamente muchos cientos de kilogramos de explosivo, con un efecto devastador.

Misil Balístico. proyectil autopropulsado que puede ser guiado durante toda o parte de su trayectoria. Es propulsado por un cohete o motor de reacción

Numero de Mach (Ma). Relación entre la velocidad del flujo de un fluido y la velocidad del sonido en él. El número de Mach también se extiende a los cuerpos o puntos de los mismos, que se mueven en el interior del aire u otro fluido. Si un cuerpo se mueve a la velocidad del sonido en las condiciones ambientales (15 °C), el número de Mach es la unidad, $M = 1$, y equivale a 1 220 km/h.

Peso y Balance. Distribución de las cargas a lo largo de un cuerpo o aeronave y cómo puede influir dicha distribución en su conducción.

Perpendiculares. Algo que se encuentra en un ángulo de 90 °

Régimen incompresible. El número de Mach es pequeño en comparación con la unidad (aproximadamente 0.2 en un gas perfecto). En esta clasificación, los efectos de compresibilidad se consideran, generalmente insignificantes.

Régimen subsónico. El número de Mach es inferior a la unidad, pero tiene una magnitud suficiente para quedar fuera de la clasificación del régimen de un flujo incompresible.

Régimen transónico. El número de Mach es muy cercano a uno, es decir varía de valores ligeramente menores a la unidad y escasamente superiores a ella.

Régimen supersónico. Es donde el número de Mach es superior a la unidad.

Régimen hipersónico. Es cuando el número de Mach es muy superior a la unidad.

Rocket. Aparato balístico o de transporte de carga útil que utiliza como medio de impulsión la fuerza proporcionada por la combustión del combustible y dirigida hacia delante.

Rotación: giro del proyectil sobre su eje de revolución.

Tobera. Dispositivo que permite realizar la expansión de los gases de combustión, de tal forma que la energía interna de los gases que se producen por efecto de la combustión, se transformen en energía cinética.

Trayectoria. La ruta de un objeto viaja a través del espacio.

Trayectoria Balística. Trayectoria de vuelo que sigue un proyectil o cuerpo sometido únicamente a su propia inercia y a las fuerzas inherentes al medio en el que se desplaza, principalmente la fuerza gravitatoria

Velocidad del Sonido. Rapidez a la que se propaga una onda sonora en un medio determinado.